



Forskning i aeroelasticitet EFP-2004

Bak, C.

Publication date:
2005

Document Version
Publisher's PDF, also known as Version of record

[Link back to DTU Orbit](#)

Citation (APA):
Bak, C. (Ed.) (2005). *Forskning i aeroelasticitet EFP-2004*. Denmark. Forskningscenter Risoe. Risoe-R No. 1509(DA)

General rights

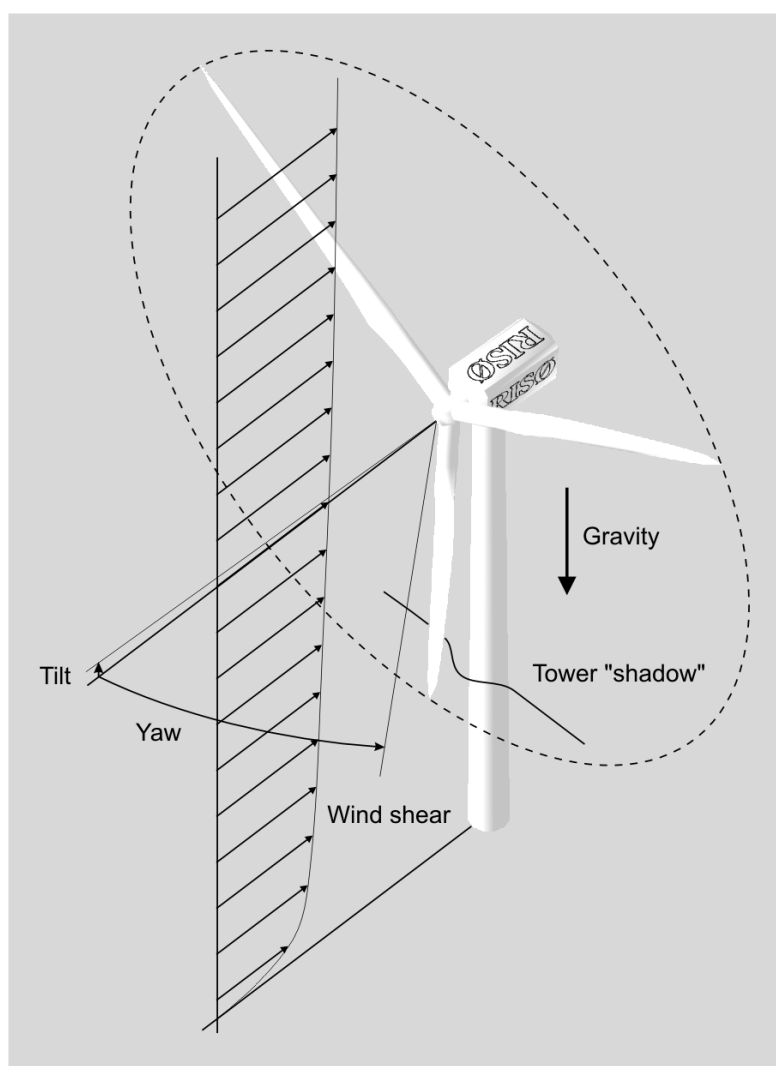
Copyright and moral rights for the publications made accessible in the public portal are retained by the authors and/or other copyright owners and it is a condition of accessing publications that users recognise and abide by the legal requirements associated with these rights.

- Users may download and print one copy of any publication from the public portal for the purpose of private study or research.
- You may not further distribute the material or use it for any profit-making activity or commercial gain
- You may freely distribute the URL identifying the publication in the public portal

If you believe that this document breaches copyright please contact us providing details, and we will remove access to the work immediately and investigate your claim.

Forskning i Aeroelasticitet EFP-2004

Redigeret af Christian Bak



Forfatter: Redigeret af Christian Bak
Titel: Forskning i Aeroelasticitet EFP-2004
Afdeling: Afdeling for Vindenergi

Risø-R-1509(DA)
Maj 2005

Resume (max. 2000 char.):

Denne rapport indeholder resultater fra Energi Forsknings Projektet "Program for Anvendt Aeroelasticitet" (EFP 2004), der dækker perioden 1. april 2004 til 31. marts 2005. Projektets parter er Forskningscenter Risø og Danmarks Tekniske Universitet (DTU). Hovedresultaterne fra projektet er:

- På baggrund af en analyse af NREL/NASA Ames eksperimentet med en mølle i en vindtunnel er der formuleret en ny model til 3D-korrektion af profildata til brug i aeroelastiske koder. En anvendelse af modellen på tre rotorere, hvor der også er målinger, indikerer, at lastfordelingen bestemmes mere korrekt i forhold til eksisterende 3D-korrektionsmodeller.
- En nærkølvandsmodel, oprindeligt udviklet for beregning af aerodynamiske laster på helikopterrotorer, er implementeret til beregning af dynamisk induktion på vindmøllerotorer. Sammenlignet med BEM modellen, der normalt benyttes i aeroelastiske modeller, har den en række fordele, og det forventes, at eksempelvis den aerodynamiske dæmpning vil kunne beregnes mere nøjagtigt med den nye model sammenlignet med BEM modellen.
- En detaljeret sammenligning af de aeroelastiske modeller FLEX5 og HAWC har vist, at der ikke er modelmæssige forskelle som kan give anledning til stor forskel i de beregnede laster. Sammenligningen har vist, at det snarere er i anvendelsen af modellerne, der kan opstå forskelle som i visse tilfælde kan føre til store forskelle i beregnede laster.
- En model for pitchservo dynamikken på en moderne mølle er opstillet og implementeret i HAWC2. Konklusionen fra en undersøgelse af betydningen af pitchservo-karakteristikken var bl.a., at kobling mellem struktur/aerodynamik med pitch aktuator kan være af betydning, især for lasterne på selve aktuatoren, samt at store udbøjninger kobler til pitchmoment og dermed også til vridning af vinge og vingeleje.
- En ulineær stabilitetsanalyse er udført, hvor periodiske belastninger medtages og sammenlignes med en lineær stabilitetsanalyse, som anvendes i HAWCStab. For et profil med nær nul aerodynamisk dæmpning i en svingningsretning, afhænger den aerodynamiske kraft i denne retning mest af kvadratet på profilets hastighed. Den lineære dæmpning ændres kun lidt af profilets tvungne svingning. Det nuværende HAWCStab antages at kunne forudsige den midlede aeroelastiske dæmpning for møllers svingningsformer under drift.

ISSN 0106-2840
ISBN 87-550-3420-9

Kontrakt nr.:
ENS 33030-0005

Gruppens reg. nr.:
1110046-01

Sponsorship:
Energistyrelsen
Amaliegade 44
1256 København K

Forside :
Figuren viser en vindmølle udsat for periodiske belastninger (se kapitel 6).

Sider: 82
Tabeller: 4
Referencer: 34

Forskningscenter Risø
Afdelingen for Informationsservice
Postboks 49
DK-4000 Roskilde
Danmark
Telefon +45 46774004
bibl@risoe.dk
Fax +45 46774013
www.risoe.dk

Indhold

Forord 5

1 Sammenfatning 7

- 1.1 Projektets hovedresultater 7
- 1.2 Referencer 9

2 Metode til 3D korrektion af profildata 11

- 2.1 Symboler 11
- 2.2 Indledning 12
- 2.3 Eksisterende 3D korrektionsmodeller 12
- 2.4 Analyse af NREL/NASA Ames målinger 13
- 2.5 Ny 3D korrektionsmodel 15
- 2.6 Resultater 18
- 2.7 Konklusion 24
- 2.8 Referencer 24

3 Udvikling af model for 3D induktions- og stallmodellering 27

- 3.1 Baggrund for udvikling af modellen 27
- 3.2 Modelbeskrivelse 29
- 3.3 Afprøvning af modellen 33
- 3.4 Kobling til fjernkølvandsmodel 34
- 3.5 Beregning af aerodynamisk dæmpning 36
- 3.6 Opsummering 38
- 3.7 Appendix: Bestemmelse af den bundne instationære hvirvelstyrke 39
- 3.8 Referencer 42

4 Afklaring af usikkerhed på beregning af tårnlaster 43

- 4.1 Forudsætninger for undersøgelsen 43
- 4.2 Sammenligning af aerodynamik i FLEX5 og HAWC 43
- 4.3 Respons med styring 48
- 4.4 Respons for fleksibel mølle 49
- 4.5 Konklusion 52
- 4.6 Referencer 52

5 Modellering af pitchmoment på fleksible vinger med stor udbøjning 55

- 5.1 Modellering af pitchaktuator 55
- 5.2 Test af pitchaktuator modellen 56
- 5.3 Pitch step respons for 2MW mølle 59
- 5.4 Betydning af dødbånd i aktuatorer 61
- 5.5 Konklusion 63
- 5.6 Reference 64

6 Er de periodiske belastninger af rotorbladene vigtig for den aeroelastiske dæmpning? 65

- 6.1 Mulige ulineære effekter af de periodiske kræfter 65
- 6.2 Hvorfor ingen periodiske kræfter i HAWCStab? 66
- 6.3 Ulineær stabilitetsanalyse af et vingeprofil 68
- 6.4 Eksempel 71
- 6.5 Konklusion 74
- 6.6 Referencer 75

7 Konklusion 77

8 Samlet oversigt over publiceret materiale fra projektet 79

- 8.1 Tidsskriftsartikler 79
- 8.2 Konferenceindlæg 79
- 8.3 Rapporter 81
- 8.4 Resultatblade 81
- 8.5 Foredrag 81

Forord

Energi Forsknings Projektet ”Program for Forskning i Anvendt Aeroelasticitet” er gennemført i samarbejde mellem Forskningscenter Risø og Danmarks Tekniske Universitet (DTU) i perioden fra 1. april 2004 til 31. marts 2005. Fra projektets start var der defineret seks milepæle, hvori hovedvægten af forskningsaktiviteten skulle lægges. Én af disse milepæle er siden udskudt til ”Program for Forskning i Anvendt Aeroelasticitet, EFP2005”. Ud over arbejdet på milepælene har der også været analyse af aktuelle problemstillinger samt videreudvikling af de eksisterende modeller.

Mange forskellige medarbejdere ved DTU og Risø har været involveret i projektarbejdet og dermed også bidraget til forskningsindsatsen, der ligger til grund for denne rapport. For at kunne referere til de forskellige dele af rapporten er det valgt at angive forfatternavne på de enkelte kapitler. Det skal dog understreges, at rapporten ikke er en detaljeret rapportering af alt arbejdet indenfor projektet, og derfor fremgår ikke alle bidragsydere til projektet som forfattere til de forskellige kapitler. For en mere uddybende beskrivelse af resultaterne fra projektet henvises til kapitel 8, hvor der findes en samlet oversigt over det publicerede materiale i projektet.

På DTU er det følgende personer fra Sektionen for Fluid Mekanik under Institut for Mekanik, Energi og Konstruktion, der har været involveret i projektet:

Jens Nørkær Sørensen
Stig Øye
Martin O.L. Hansen
Wen Zhong Shen
Robert Mikkelsen
Jess A. Michelsen

På Risø er det hovedsageligt medarbejderne i Programmet Aeroelastisk Design (AED), der har arbejdet på projektet:

Christian Bak
Franck Bertagnolio
Thomas Buhl
Mac Gaunaa
Anders M. Hansen
Morten H. Hansen
Jeppe Johansen
Gunner C. Larsen
Torben J. Larsen
Helge A. Madsen
Flemming Rasmussen
Niels N. Sørensen
Kenneth Thomsen

1 Sammenfatning

Denne rapport indeholder resultater fra Energi Forsknings Projektet "Program for Forskning i Anvendt Aeroelasticitet, EFP-2004", der dækker perioden 1. april 2004 til 31. marts 2005. Projektets parter er Forskningscenter Risø og Danmarks Tekniske Universitet (DTU). Det er projektets overordnede formål at sikre udviklingen af et aeroelastisk designkompleks, som kan danne grundlag for næste generation af vindmøller og muliggøre udvikling i nye designretninger. Projektet udgør et strategisk samarbejde mellem Risø og DTU og vindmølleindustrien med vægt på at opnå et passende forhold mellem langsigtet strategisk forskning, anvendt forskning og teknologisk udvikling. For at opnå synergi mellem de mange forskellige fagdiscipliner og for at sikre et optimalt, dynamisk samspil med industrien samtidig med bevarelse af kontinuitet, er projektet organiseret som et forskningsprogram indenfor anvendt aeroelasticitet med en kombination af forskningsaktiviteter med konkrete mål på relativt kort sigt på ét år samt overordnede fortløbende forskningsaktiviteter med en længere tidshorisont. Dette forskningsprojekt har således været det syvende i rækken af ét-årige projekter, der har sikret en kontinuert udvikling siden 1997, hvor aktiviteten i denne projektrække er beskrevet i [1], [2], [3], [4], [5] og [6].

Risø og DTU udvikler et aeroelastisk design-kompleks, der danner grundlag for næste generation af vindmøller.

1.1 Projektets hovedresultater

Hovedvægten af projektets aktivitet har været på de milepæle, der blev defineret i projektansøgningen. Derudover har der også været aktivitet inden for videreudvikling af værktøjerne i "det aeroelastiske design kompleks", der består af 3D Navier-Stokes modeller, aeroakustik, profil- og vingedesign, aeroelastiske koder og lastgrundlag, aeroelastisk stabilitet og kontrol, styring samt nye koncepter. Desuden har der været undersøgelser af mere langsigtet og grundlagsskabende karakter. Et resumé af hovedresultaterne fra projektet er givet nedenfor.

Metode til 3D-korrektion af profildata

Baseret på analyser af målinger på en to-bladet mølle med en rotordiameter på 10m (NREL/NASA Ames eksperimentet) samt 3D CFD beregninger på den samme mølle er der formuleret en model til 3D-korrektion af profildata målt i en 2D-vindtunnel til anvendelse i aeroelastiske koder. I forhold til tidligere 3D-korrektionsmodeller er konceptet for denne model ny, da den baseres på den forskel, der er i trykket på vingesektionerne under antagelse af hhv. 2D- og 3D-strømning. Ved anvendelse af modellen på fire meget forskellige rotorser ses god overensstemmelse med den målte thrust og rimelig overensstemmelse med effekten. I forhold til andre eksisterende 3D-korrektionsmodeller ses en bedre sammenhæng mellem thrust og effekt, hvilket indikerer, at lastfordelingen med den nye model er bedre beskrevet.

En ny model til 3D-korrektion af profildata er formuleret og ved sammenligning med målinger ses lovende resultater.

Udvikling af model for 3D induktions- og stallmodellering

En nærkølvandsmodel oprindeligt udviklet for beregning af aerodynamiske laster på en helikopterrotor med høj tidsopløsning er implementeret for beregning af aerodynamiske kræfter på vindmøllerotorer. Modellen er i princippet en instationær 'lifting line' model, men medtager kun de første 90° af kølvandet bag vingen. Denne forenkling gør at integrationen af ligningssystemet kan udføres med 'indicial function' metoden, der ikke er særlig beregningstung. Således kan modellen køre omkring realtid for en rotor på en standard PC.

En nærkølvandsmodel til beregning af dynamisk induktion er udviklet.

Nærkølvandsmodellen har en række fordele ved sammenligning med BEM modellen.

Modellen har tre fortrin i forhold til en standard BEM metode med dynamisk induktion. For det første er modellen fuldt tredimensional, således at ændring af aerodynamikken ét sted på vingen afhænger af aerodynamikken i alle andre beregningspunkter. For det andet modellerer modellen umiddelbart endetabseffekterne på vingen, og der skal således ikke bruges en tiptabskorrektion og evt. en rodkorrektion. For det tredje er modellen fuldt instationær og modellerer den varierende tidskonstant i induktionen, som er en funktion af lastfordelingen på vingen.

Modellen er koblet til en fjernkølvandsmodel, som er BEM modellen uden tiptabskorrektion og med en reduceret belastning. Beregning af det aerodynamiske arbejde for en vinge i første flapvise modalform giver et lidt lavere arbejde end en standard BEM med dynamisk induktion, altså en lidt lavere dæmpning fra de aerodynamiske kræfter.

Afklaring af usikkerhed på beregning af tårnlaster

Der er ingen modelmæssige forskelle mellem de aeroelastiske koder FLEX5 og HAWC.

En detaljeret sammenligning af de aeroelastiske modeller FLEX5 og HAWC har vist, at der ikke er modelmæssige forskelle som kan give anledning til stor forskel i de beregnede laster. Sammenligningen har vist, at det snarere er i anvendelsen af modellerne, der kan opstå forskelle, som i visse tilfælde kan føre til store forskelle i beregnede laster. Af konkrete resultater kan nævnes, at det er vigtigt at placeringen af aerodynamiske beregningspunkter modsvarer gradienter i lastfordelingen – samt at punkterne placeres ens, når modeller sammenlignes. Samtidig har undersøgelsen vist, at det er vigtigt at præcist samme styring anvendes, når modeller sammenlignes. Undersøgelsen er foretaget med samme turbulensmodel, og den forskel i laster, som kan opstå på grund af forskel i turbulensmodelleringen, er derfor ikke medtaget. Undersøgelsen er udført for en konkret mølle og resultaterne gælder alene for denne. Det vurderes dog, at resultaterne vil være tilsvarende for en række andre møller af denne størrelse og koncept.

Derimod kan der være store forskelle på, hvordan koderne bruges.

Modellering af pitchmoment på fleksible vinger med stor udbøjning

En model for pitchservo-dynamikken er implementeret i HAWC2.

En model for pitchservo dynamikken på en moderne mølle er opstillet, implementeret i HAWC2, således at den fulde dynamik for vindmøllen, inklusive effekter relateret til dynamisk kobling mellem store udbøjninger, torsionssvingninger og pitchservo nu kan modelleres. Pitchaktuator-modellen er formuleret så et vingedrejningsmoment foreskrives i pitchvinkelfrihedsgraden ved vingeroden. Betydningen af pitchservo-karakteristik, og dennes samspil med fleksible vinger er undersøgt ved aeroelastiske beregninger for en pitchreguleret mølle. Dette er gjort ved at simulere et 2° pitch step for en mølle med konstant omdrejningstal i jævn strømning, samt ved at undersøge effekten af et dødbånd i pitchsystemet for en mølle med regulering i et turbulent hastighedsfelt. Konklusionen ved undersøgelse af betydningen af pitchservo-karakteristikken var bl.a., at kobling mellem struktur/aerodynamik med pitch aktuator kan være af betydning, især for lasterne på selve aktuatoren, at store udbøjninger kobler til pitchmoment og dermed også til vridning af vinge og vingeleje samt, at der kan være betydelig forskel i vingens elastiske vridning fra rod til tip mht. amplitude, frekvens og fase.

Der kan være betydelig forskel i vingens elastiske vridning fra rod til tip mht. amplitude, frekvens og fase.

Videreudvikling af stabilitetsmodel - periodiske belastninger

Det er undersøgt, hvad periodiske belastninger betyder for stabiliteten.

Arbejdet med videreudvikling af stabilitetsværktøjet HAWCStab til at inkludere effekten af de periodiske belastninger i stabilitetsanalyse har ført til den erkendelse, at en sådan analyse kræver brug af Floquet teori, hvis ulineære kræfter negligeres, og perturbationsmetoder, hvis svingningsamplituden er så stor, at de ulineære kræfter ikke kan negligeres. Ulineære stabilitetsanalyser med den fulde aeroelastiske model opstillet i det nuværende HAWCStab til beregning af de midlede aeroelastiske egenfrekvenser, dæmpning og svingningsformer er ikke realistiske. Et eksempel på en simplificeret analyse er præ-

senteret, og den giver et svar på, om de ulineære kræfter ændrer den aeroelastiske dæmpning af et vingeprofil med en frihedsgrad væsentligt fra, hvad en lineær stabilitetsanalyse (som HAWCStab) vil forudsige. For et profil med nær nul aerodynamisk dæmpning i en svingningsretning, afhænger den aerodynamiske kraft i denne retning mest af kvadratet på profilets hastighed. Den lineære dæmpning ændres kun lidt af profilets tvungne svingning pga. en lille kubisk hastighedsafhængighed af den aerodynamiske kraft. Den kvadratiske hastighedsafhængighed af den aerodynamiske kraft medfører frekvensmodulering af den frie svingning, men ingen ændring af middel dæmpningen. Det nuværende HAWCStab antages derfor at kunne forudsige den midlede aeroelastiske dæmpning for møllers svingningsformer under drift, men flere elementartilfælde bør undersøges for f.eks. at vurdere ændringen af risikoen for flutter svingninger pga. store krøje fejl.

Det antages, at HAWCStab kan forudsige den midlede aeroelastiske dæmpning for møller.

1.2 Referencer

- [1] Madsen, H.A. (Red.) "Forskning i Aeroelasticitet. Rapport for EFP-97", Risø-R-1066(DA), Forskningscenter Risø, Roskilde, August 1998
- [2] Madsen, H.A. (Red.) "Forskning i Aeroelasticitet – EFP-98", Risø-R-1129(DA), Forskningscenter Risø, Roskilde, August 1999
- [3] Madsen, H.A. (Red.) "Forskning i Aeroelasticitet – EFP-99", Risø-R-1196(DA), Forskningscenter Risø, Roskilde, November 2000
- [4] Madsen, H.A. (Red.) "Forskning i Aeroelasticitet – EFP-2000", Risø-R-1272(DA), Forskningscenter Risø, Roskilde, Juli 2001
- [5] Madsen, H.A. (Red.) "Forskning i Aeroelasticitet EFP-2001", Risø-R-1349(DA), Forskningscenter Risø, Roskilde, December 2002
- [6] Bak, C. (red.) "Forskning i Aeroelasticitet EFP-2002", Risø-R-1434(DA), Forskningscenter Risø, Roskilde, Februar 2004

2 Metode til 3D korrektion af profildata

Christian Bak, Jeppe Johansen

Dette kapitel indeholder beskrivelsen af en ny model til 3D-korrektion af profildata fra 2D-vindtunnelmålinger. Baseret på en analyse af målinger på en 10-m diameter mølle i en vindtunnel, NREL/NASA Ames eksperimentet, er en model foreslået, som baserer sig på forskellen i trykket på vingen og trykket ved 2D-vindtunneltests. Modellen afprøves på tre forskellige typer stallregulerede møller samt på en pitchreguleret mølle med variabel hastighed, hvor effekten af 3D-korrektioner på den type mølle illustreres.

En ny metode til 3D-korrektion af profildata er formuleret.

Modellen afprøves på fire forskellige rotorere

2.1 Symboler

a	Aksial hastighedsinduktions-faktor [-]
a'	Tangential hastighedsinduktions-faktor [-]
c	Profilkordelængde [m]
c_d	Modstandskoefficient [-]
$c_{d,2D}$	Modstandskoefficient fra 2D-vindtunnelmålinger [-]
$c_{d,2D-MIN}$	Minimum for $c_{d,2D}$ [-]
c_l	Opdriftskoefficient [-]
$c_{l,2D}$	Opdriftskoefficient fra 2D-vindtunnelmåling [-]
$c_{l,3D}$	Opdriftskoefficient korregeret for 3D-effekter [-]
$c_{l,lin}$	$=dc_{l,2D}/da(a-a_0)$ [-]
c_m	Momentkoefficient [-]
$c_{m,2D}$	Momentkoefficient fra 2D-vindtunnelmåling [-]
$c_{m,lin}$	Momentkoefficient svarende til $c_{l,lin}$ [-]
$c_{n,2D}$	Normalkraftskoefficient fra 2D-vindtunnelforsøg [-]
$c_{n,3D}$	Normalkraftskoefficient med 3D-korrektion [-]
$c_{t,2D}$	Kordevis kraftskoefficient fra 2D-vindtunnelforsøg [-]
$c_{t,3D}$	Kordevis kraftskoefficient med 3D-korrektion [-]
C_p	Trykkoefficient på profil, $C_p=(p-p_o)/(0.5\rho V^2)$ [-]
C_x	Drivkraftskoefficient i annulært element i rotorplanet [-]
C_y	Aksialkraftskoefficient i annulært element i rotorplanet [-]
F	Prandtl's tipkorrektion [-]
r	Lokal vingeradius fra rotorcentrum [m]
R	Rotorradius [m]
Re	Reynoldstal, $Re=Wc/\nu$ [-]
V_{vind}	Vindhastighed [m/s]
V_{rad}	Hastighed i radiel retning på vinge [m/s]
W	Relativ vindhastighed: $W=((V_{vind}(1-a))^2+(\omega r(1+a'))^2)^{0.5}$ [m/s]
α	Indfaldsvinkel af strømning omkring profil [°]
$\alpha_{f=0}$	Indfaldsvinkel hvor separation fra forkanten optræder [°]
$\alpha_{f=1}$	Indfaldsvinkel hvor separation netop begynder fra bagkanten [°]
$\Delta()$	Angiver forskellen mellem 3D og 2D for en given størrelse
ϕ	Indstrømningsvinkel på rotorplanet [°]
ν	Luftens viskositet [m ² /s]
ρ	Luftens densitet [kg/m ³]
σ	Soliditet af rotoren i annulært element [-]
θ	Kombineret vingevidning og tippitch [°]
ω	Omdrejningshastighed for rotor [rad/s]

2.2 Indledning

Beregning af effekt og laster for vindmøller udføres primært vha. aeroelastiske beregningsværktøjer, hvor rotoraerodynamikken i al væsentlighed modelleres med Blad-Element-Momentum (BEM) modellen, fordi modellen er hurtig og robust. Ved brug af denne model kræves driftsbetingelser og vingegeometri samt profildata, som beskriver kræfterne på vingen i form af opdrifts- og modstandskoefficienter som funktion af indfaldsvinklen for de forskellige sektioner på vingen. Profildata, der benyttes i BEM beregninger, er typisk baseret på 2D vindtunnel-målinger på profiler. Imidlertid viser en direkte anvendelse af de aerodynamiske 2D-egenskaber, i det følgende kaldet 2D-profildata, dårlig overensstemmelse mellem målt og beregnet last og effekt. Derfor er der et behov for at korrigere profildata for at medtage 3D-strømningseffekter.

I dette kapitel præsenteres en ny model til 3D-korrektion af 2D-profildata, samt en verifikation af modellen.

I dette kapitel gennemgås først nogle eksisterende 3D-korrektionsmodeller, der alle baserer sig på integrale størrelser som opdrift og modstand. På baggrund af en analyse af NREL/NASA Ames eksperimentet, som er et vindtunnelforsøg med en hel mølle, præsenteres en ny model til 3D-korrektion af profildata baseret på forskellen på 3D-trykfordelingen på vingerne og 2D-trykfordelingen i en 2D-vindtunnel. Endelig testes modellen på tre forskellige stallregulerede rotor, hvor der sammenlignes med målinger og modellen afprøves også på en pitchreguleret rotor med variabel hastighed, så effekten af 3D-korrektioner kan illustreres.

2.3 Eksisterende 3D korrektionsmodeller

Der eksisterer flere 3D-korrektionsmodeller, der baseres på integrale størrelser som oprift og modstand.

Behovet for 3D-korrektion af profildata har resulteret i en række forskellige modeller, hvor opdriftskoefficienterne og for nogle modeller også modstandskoefficienterne korrigeres, når der opstår separation på vingen. Modeller er udviklet af Snel *et al.* [1], Du og Selig [2], Chaviaropoulos og Hansen [3] og Lindenburg [4]. Med disse modeller kan 2D profildata korrigeres med et begrænset input.

De fleste modeller er formuleret som vist i ligning (2-1):

$$\begin{aligned} c_{l,3D} &= c_{l,2D} + f_{cl} \Delta c_l \\ c_{d,3D} &= c_{d,2D} + f_{cd} \Delta c_d \end{aligned} \quad (2-1)$$

hvor 2D henviser til målinger fra 2D-vindtunneler, c/r er forholdet mellem vingens korrelængde og radius på den pågældende vingeradius, $\Delta c_l = c_{l,lin} - c_{l,2D}$ og $\Delta c_d = c_{d,3D} - c_{d,min}$ er forskellen der ville være, hvis strømmingen ikke separerede ($c_{l,lin} = 2\pi\alpha$ og $c_{d,2D-min} = \min(c_{d,2D})$) og den c_l og c_d der er målt i 2D-vindtunnelen. Funktionerne f_{cl} og f_{cd} er funktioner, der multipliceres på hhv. Δc_l og Δc_d og varierer fra model til model og kan kort beskrives:

Snel *et al.* [1]:
$$f_{cl} = 3\left(\frac{c}{r}\right)^2$$

Snel *et al.* modificeret [4]:
$$f_{cl} = 3.1\left(\frac{\omega r}{V_{rel}}\right)^2 \left(\frac{c}{r}\right)^2$$

Du og Selig[2]:

$$f_{cl} = \frac{1}{2\pi} \left[\frac{1.6(c/r) a - (c/r)^{\frac{d}{\Lambda} r}}{0.1267 b + (c/r)^{\frac{d}{\Lambda} r}} - 1 \right]$$

$$f_{cd} = -\frac{1}{2\pi} \left[\frac{1.6(c/r) a - (c/r)^{\frac{d}{2\Lambda} r}}{0.1267 b + (c/r)^{\frac{d}{2\Lambda} r}} - 1 \right]$$

$$\Lambda = \omega R / \sqrt{V_{vind}^2 + (\omega r)^2}$$

hvor $a=b=d=1$

Chaviaropoulos og Hansen [3]: $f_{cl,cd} = a\left(\frac{c}{r}\right)^h \cos^n(\theta)$, hvor $a=2.2$, $h=1$ og $n=4$

Modellerne af Snel *et al.* indeholder udelukkende en korrektion for c_l og ikke for c_d . Desuden har også Lindenburg [4] formuleret en model, der tager udgangspunkt i c_n , som er kraftkoefficienten vinkelret på korderetningen. Nogle af de modeller, der er beskrevet ovenfor, vil blive anvendt og sammenlignet med den nye korrektionsmodel i Afsnit 2.6.

2.4 Analyse af NREL/NASA Ames målinger

For at få indblik i de grundlæggende mekanismer ved 3D-effekterne, når en vindmøllevinge separerer under normal drift, er NREL/NASA Ames eksperimentet analyseret [5]. I dette eksperiment er en to-bladet vindmølle med en rotordiameter på 10.058m og en omdrejningshastighed på 72RPM testet i verdens største vindtunnel, der har en testsektion, der er 24.4m høj og 36.6m bred. På vingerne måles trykfordelingen i fem radielle positioner og møllen bliver udsat for vindhastigheder på mellem 5 og 25m/s. Flere vindmøller er i tidens løb blevet testet i vindtunneler, men resultaterne fra dette eksperiment er de mest pålidelige og omfattende. I forhold til store, moderne vindmøller er møllen atypisk derved, at der kun er to vinger og at design-tiphastighedsforholdet er $\lambda=6.3$. Dette er lavt i forhold til de moderne rotor, der er designet til λ omkring 8 eller mere. På trods af dette forhold er det vurderet, at de fysiske mekanismer generelt repræsenterer forholdene på roterende vinger.

Der er foretaget en analyse af målinger på en to-bladet mølle i en vindtunnel.

Med trykket målt på vingerne kan kræfterne integreres op over vingeprofilet, hvorved profildata kan bestemmes. De tilhørende indfaldsvinkler, α , er dog ikke målt direkte og spørgsmålet omkring bestemmelse af indfaldsvinkler er da også ofte diskuteret, da de ikke er trivielle at måle. Da formålet med analysen af eksperimentet var at formulere en model til korrektion af profildata til BEM-modellen, blev indfaldsvinklerne bestemt ved invers brug af BEM modellen som vist i ligning (2-2):

$$a = \frac{1}{\frac{F(\phi)4\sin^2\phi}{\sigma C_y} + 1}$$

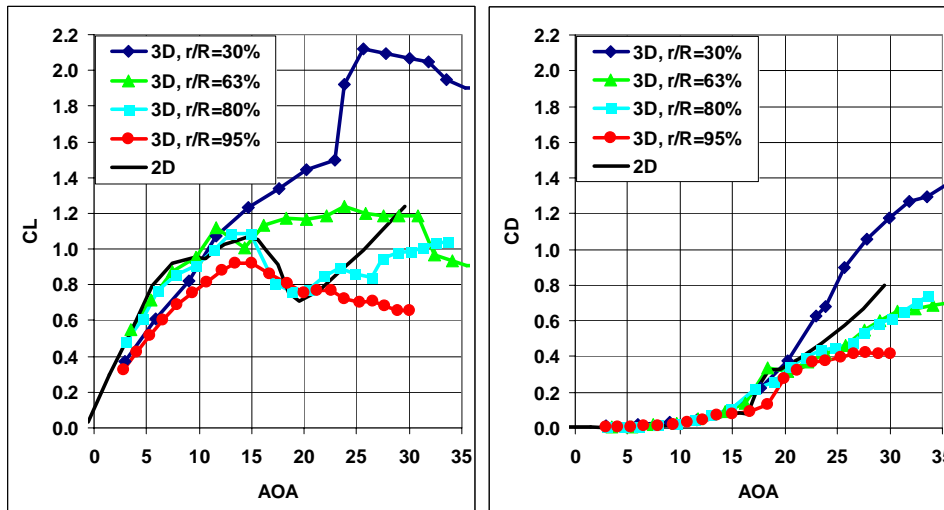
$$a' = \frac{1}{\frac{F(\phi)4\sin\phi\cos\phi}{\sigma C_x} - 1} \quad (2-2)$$

$$\phi = a \tan\left(\frac{(1-a)V}{(1+a')r\omega}\right)$$

$$\alpha = \phi - \theta$$

Her er a og a' hhv. den aksiale og den tangentielle induktions-faktor, ϕ er strømningens vinkel på rotorplanet, σ er rotorens soliditet, C_x og C_y er kraftkoefficienterne i hhv. tangential og aksial retning, $F(\phi)$ er Prandtl's tipkorrektion, V er vindhastigheden, $r\omega$ er rotorens hastighed i radius r , θ er vingens kombinerede vridning og tippitch. Da alle størrelser i disse ligninger er kendte undtaget a , a' og ϕ , kan α bestemmes direkte. Dette resulterede i de 3D profildata som ses i Figur 2-1 og som desuden er sammenlignet med 2D vindtunneldata fra Ohio State University [6]. Ved sammenligning med tests af S809-profilet i andre vindtunneler har det vist sig nødvendigt at trække 0.53° fra den angivne indfaldsvinkel i 2D vindtunnel-eksperimentet [7].

Ud fra målingerne i vindtunnelen er 3D-profildata bestemt for forskellige rotorradier.



Figur 2-1 3D profildata fra NREL/NASA Ames eksperimentet baseret på indfaldsvinkler beregnet fra BEM. Desuden er profildata plottet fra 2D vindtunnel test ved $Re=750,000$ fra Ohio State University, USA.

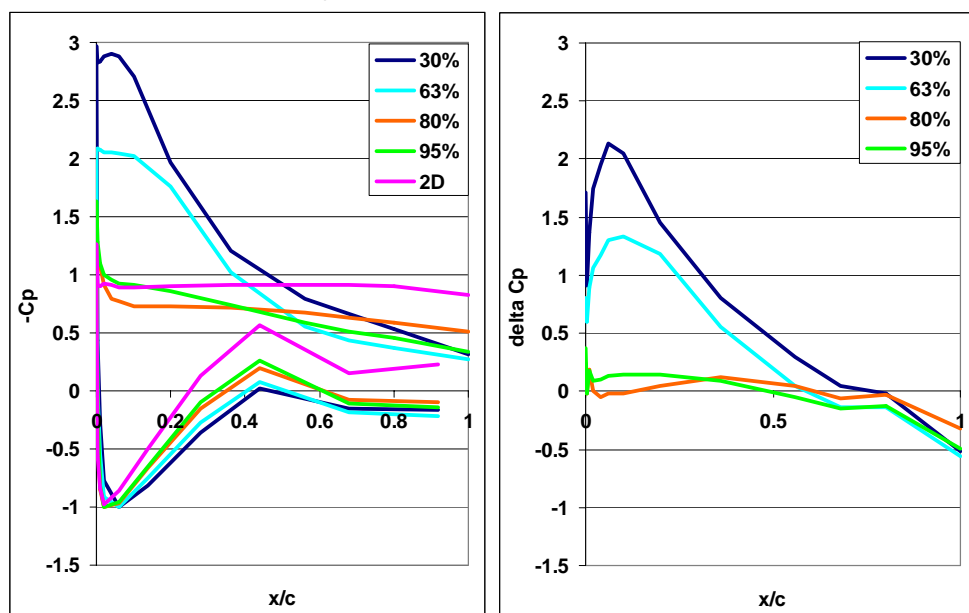
Eftersom vingen er designet med profilet S809 på hele vingen er afvigelserne fra 2D dataene primært 3D effekter. Effekter af Reynoldstallet, der varierer mellem $Re=500,000$ og $Re=900,000$ på vingen spiller i mindre grad ind. Store ændringer af profildata observeres særligt på den inderste del af vingen, $r/R=30\%$ og $r/R=63\%$. For $r/R=80\%$ er profildataene stort set 2D. Endelig er profildata for $r/R=95\%$ afvigende fra 2D pga. tipeffekter. Størrelsen og formen af de ændringer i profildata, der er observeret i NREL/NASA Ames eksperimentet er også set på andre rotorere, Madsen og Rasmussen [8] og Bak [9].

De eksisterende korrektionsmodeller, som er beskrevet i afsnit 2.3 ovenfor baserer sig udelukkende på kraftkoefficienterne for et profil. Da det er ønskeligt, at formulere en 3D-korrektionsmodel, der mere detaljeret kan bestemme de ønskede korrektioner er trykfordelingen på vingerne analyseret for at få større indsigt i 3D mekanismerne. Særligt er

forskellen mellem trykket på den roterende vinge og trykket fra en 2D vindtunnelmåling undersøgt. Denne forskel er fundet som vist i ligning (2-3):

$$\Delta C_p = (C_{p,3D,sugeside} - C_{p,3D,trykside}) - (C_{p,2D,sugeside} - C_{p,2D,trykside}) \quad (2-3)$$

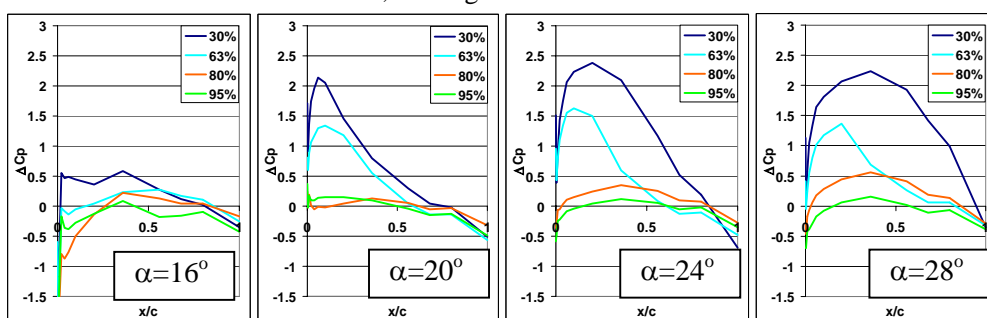
Proceduren er illustreret i Figur 2-2.



I analysen af målingerne fra vindtunnelen bestemmes forskellen mellem trykket på vinge-sektionerne og trykket målt i en 2D-vindtunnel.

Figur 2-2 Til venstre: Trykkoeficienten, C_p , for S809-profilet fra en 2D vindtunnelmåling og fra de forskellige radiale positioner på vingen. Til højre: Forskellen mellem vingens C_p for forskellige radiale positioner og C_p fra en 2D vindtunnelmåling, ΔC_p . Begge plot er for $\alpha=20^\circ$.

I Figur 2-3 ses en serie af plots af ΔC_p , så man får et indtryk af, hvordan trykdifferencen ændres dels som funktion af radius, men også som funktion af α .



I analysen er også udviklingen af 3D-trykket som funktion af radius og indfaldsvinkel bestemt.

Figur 2-3 ΔC_p ved forskellige radier for $\alpha=16^\circ$, 20° , 24° og 28° .

2.5 Ny 3D korrektionsmodel

På baggrund af analysen af NREL/NASA Ames målingerne er der opstillet en model, der kan korrigere profildata fra 2D-vindtunneltest til 3D. I modsætning til de eksisterende 3D-korrektionsmodeller, der alle baserer sig på integrale størrelser som opdrift og modstand, er det med formuleringen af denne model hypotesen, at korrektionerne skal foretages på trykniveau, og at det er forskellen på trykket i 3D og i 2D, som skal modelleres. Således baserer denne model sig i højere grad på fysikken og mekanismerne i strømnin-

gen og tillader tillige, at c_m inddrages såfremt dette skulle være ønskeligt. Udgangspunktet er derfor at formulere 3D-korrektionen på en form som vist i ligning (2-4):

$$\Delta C_p = \text{Størrelse}(\text{vingedesign}, \text{induktion}, \text{etc...}) \text{Form}(\text{kordeposition}, \text{indfaldsvinkel}, \text{etc...}) \quad (2-4)$$

Således skal ændringen i tryk beskrives ved produktet mellem formen på trykændringen og trykændringens størrelse, hvor formen og størrelsen beskrives som en funktion af flere parametre.

Størrelsen af trykændringen er vurderet ved at analysere Navier-Stokes ligninger for en roterende vinge. Særligt centrifugalkraften og Corioliskraften viser sig at være vigtige i forbindelse med 3D-strømning, når strømmingen separerer. Her antages det, at strømningshastigheden i kordevis retning er nul, når strømmingen separerer. Desuden skal disse to typer af kræfter sættes i forhold til trykkræfterne på vingen. De tre typer kræfter er vist i ligning (2-5):

Størrelsen af 3D-korrektionen blev vurderet vha. en størrelsesordens-analyse af kræfterne ud fra Navier-Stokes ligninger for en roterende vinge....

$$\begin{aligned} |\vec{F}_{pres}| &\propto \frac{1}{2} \rho ((\omega r)^2 + V_{wind}^2) c \\ |\vec{F}_{centrifugal}| &\propto \rho \omega^2 r c^2 \\ |\vec{F}_{Coriolis}| &\propto 2 \rho \omega V_{rad} c^2 \end{aligned} \quad (2-5)$$

En størrelsesordensbetragtning mellem centrifugal- og Corioliskræfterne og trykkræfterne på vingen er vist i ligning (2-6):

$$\begin{aligned} \frac{|\vec{F}_{centrifugal}|}{|\vec{F}_{pres}|} &\propto \frac{2}{1 + \tan^2(\alpha + \theta)} \frac{c}{r} \\ \frac{|\vec{F}_{Coriolis}|}{|\vec{F}_{pres}|} &\propto \frac{2V_{rad}}{\omega r} \frac{2}{(1 + \tan^2(\alpha + \theta))} \frac{c}{r} \end{aligned} \quad (2-6)$$

Ved anvendelse af 3D CFD-beregninger på NREL-rotoren ses værdier af $V_{rad}/(\omega r) = 1.6$ og 0.6 ved hhv. $r/R = 30\%$ og 90% . Derfor tilnærmes $V_{rad} = \omega R/2$, som betyder, at hastigheden af den radiale strømning i det separerede område på profilet er det halve af tip-hastigheden. Forholdet mellem Coriolis- og trykkræfter kan derfor skrives som i ligning (2-7):

$$\begin{aligned} \frac{2V_{rad}}{\omega r} &\approx \frac{R}{r} \\ \frac{|\vec{F}_{Coriolis}|}{|\vec{F}_{pres}|} &\propto \frac{R}{r} \frac{2}{(1 + \tan^2(\alpha + \theta))} \frac{c}{r} \end{aligned} \quad (2-7)$$

Selvom centrifugalkræfterne virker fra vingeroden mod vingetippen og Corioliskræfterne virker fra forkanten af vingen mod bagkanten antages det, at det er summen af disse kræfter, der forårsager en acceleration af strømning, hvorved trykket falder på sugesiden af vingen med ΔC_p . De samlede kræfter beregnes ved en vektor-summation, hvor størrelsen af ΔC_p ved en given vingeradius er givet ved ligning (2-8).

$$\frac{|\vec{F}_{centrifugal} + \vec{F}_{Corioles}|}{|\vec{F}_{pres}|} \square \sqrt{1 + \left(\frac{R}{r}\right)^2} \frac{2}{(1 + \tan^2(\alpha + \theta))} \frac{c}{r} = Størrelse \quad (2-8)$$

....og størrelsen afhænger af vingens dimensioner samt rotor-strømningen

Ved at analysere formen på ΔC_p fra målingerne ved $r/R=30\%$ kunne en simpel model for formen af ΔC_p opstilles empirisk jf. ligning (2-9):

$$Form = \frac{5}{2} \left(1 - \frac{x}{c}\right)^2 \left(\frac{\alpha - \alpha_{f=1}}{\alpha_{f=0} - \alpha_{f=1}}\right)^4$$

$$\max(Form) = \frac{5}{2}, \quad (2-9)$$

Formen på 3D-korrektionen blev opstillet på baggrund af analysen af målingerne.

hvor x/c er den normerede kordevise position, α er den aktuelle indfaldsvinkel og $\alpha_{f=1}$ og $\alpha_{f=0}$ er de indfaldsvinkler, hvor strømningen på sugesiden hhv. er lige ved at separere ($f=1$) og netop er fuldt separeret ($f=0$). Denne model for formen forudsiger kvalitativt formen på ΔC_p for alle radier, men passer for NREL-rotoren bedst på den inderste del af rotoren.

Den endelige model for 3D-korrektionen ses i ligning (2-10).

$$\Delta C_p = \frac{5}{2} \sqrt{1 + \left(\frac{R}{r}\right)^2} \left(\frac{c}{r}\right) / (1 + \tan^2(\alpha + \theta)) \left(1 - \frac{x}{c}\right)^2 \left(\frac{\alpha - \alpha_{f=1}}{\alpha_{f=0} - \alpha_{f=1}}\right)^4$$

$$\quad (2-10)$$

Den nye model!

$$\max(\Delta C_p) = \frac{5}{2} \sqrt{1 + \left(\frac{R}{r}\right)^2} \left(\frac{c}{r}\right) / (1 + \tan^2(\alpha + \theta))$$

Denne model er tænkt at skulle anvendes på profilerne for de aktuelle rotorer, så Δc_n , Δc_t og Δc_m , der refererer til 1/4-korde-punktet, bestemmes ved at integrere ΔC_p op over de enkelte vingetværsnits profilform (f.eks. NACA 63-621 og FFA-W3-301) som vist i ligning (2-11).

$$\Delta c_n = \int_{x/c=0}^{x/c=1} \Delta C_p d\left(\frac{x}{c}\right)$$

$$\Delta c_t = \int_{y/c=y/c(\text{forkant})}^{y/c=y/c(\text{bagkant})} \Delta C_p d\left(\frac{y}{c}\right) \quad (2-11)$$

$$\Delta c_m = - \int_{x/c=0}^{x/c=1} \Delta C_p \left(\frac{x}{c} - 0.25\right) d\left(\frac{x}{c}\right) - \int_{y/c=y/c(\text{forkant})}^{y/c=y/c(\text{bagkant})} \Delta C_p \left(\frac{y}{c}\right) d\left(\frac{y}{c}\right)$$

Ved anvendelse af modellen skal bidraget fra det ekstra sug på profilerne i 3D integreres op til profildata der kan bruges i aeroelastiske beregninger.

Med størrelserne beregnet fra ligning (2-11) kan 3D normal-, tangential- og momentkoefficienter beregnes som vist i ligning (2-12).

$$c_{n,3D} = c_{n,2D} + \Delta c_n$$

$$c_{t,3D} = c_{t,2D} + \Delta c_t$$

$$c_{m,3D} = c_{m,2D} + \Delta c_m \quad (2-12)$$

De 2D data, der benyttes fra f.eks. vindtunnelforsøg, kan i stall være behæftet med en betydelig usikkerhed. Dette skyldes, at den forøgede modstand, pga. den separerede

strømning, øger blokeringen i vindtunnelen, hvorved trykforholdene på 2D-profilet bliver ændret i forhold til en fri strømning. Da man ud fra analysen af NREL/NASA Ames eksperimentet kan se, at trykfordelingerne stort set ikke ændrer sig, når fuld separation er opnået, skal 2D-profildataene korrigeres, så $c_{n,2D}$, $c_{t,2D}$ og $c_{m,2D}$ er konstant for indfaldsvinkler større end $\alpha_{f=0}$, dvs. hvor profilet netop er fuldt separeret. Således antages det, at også 2D-trykfordelingerne er uændrede for indfaldsvinkler, hvor fuld separation er opnået.

Da profildata til aerodynamiske beregninger vha. af BEM typisk kræver opdrift og modstand i sit input, kan disse findes af ligning (2-13):

$$\begin{aligned} c_{l,3D} &= c_{n,3D} \cos(\alpha) + c_{t,3D} \sin(\alpha) \\ c_{d,3D} &= c_{n,3D} \sin(\alpha) - c_{t,3D} \cos(\alpha) \end{aligned} \quad (2-13)$$

2.6 Resultater

Den nye 3D-korrektionsmodel, lign. (2-10), er anvendt på fire forskellige rotorere:

Modellen blev anvendt på fire rotorere.

1. NREL/NASA-Ames-rotoren,
2. Tellus-rotoren,
3. En aktivt stall-reguleret rotor og
4. En pitch-reguleret rotor med variabel hastighed.

For de tre første rotorere er beregninger med forskellige typer af korrektionsmodeller, som omtalt i Afsnit 2.3, sammenlignet med målinger, mens beregninger for den sidste rotor er foretaget hhv. med og uden den nye model for at vurdere betydningen af at medtage 3D-korrektion på en rotor, hvor udbredelsen af separation er begrænset. Alle beregninger er foretaget med et aerodynamisk beregningsprogram, hvor BEM er implementeret som vist i lign. (2-2).

NREL/NASA-Ames-rotoren

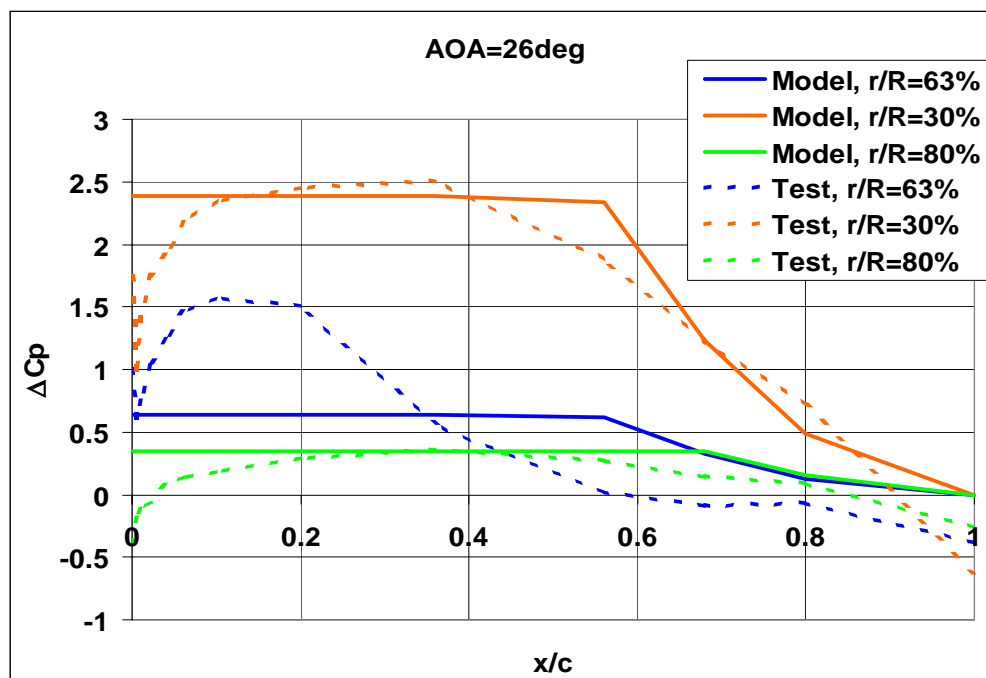
Denne rotor er beskrevet i Afsnit 2.4 og data for rotoren er vist i Tabel 2-1. Rotoren er atypisk i forhold til store moderne rotorere, der typisk har tre blade, rotordiameter der er en faktor ti større samt design-tiphastighedsforhold på omkring 8.

Tabel 2-1 Data for NREL/NASA Ames rotoren.

Antal blade	2
Rotordiameter [m]	10.058
Omdrejningshastighed [RPM]	72.0
Design-tiphastighedsforhold, λ [-]	6.3
Tiphastighed [m/s]	37.9
Profilserie	S809
Effektregulering	Stall

En sammenligning af den modellerede ΔC_p med den målte ved $\alpha=26^\circ$ ses i Figur 2-4. God overensstemmelse mellem den relativt simple model og målinger ses for $r/R=30\%$ og 80% . Derimod er overensstemmelsen ikke nær så god for $r/R=63\%$. Plottet illustrerer, at selvom NREL/NASA Ames eksperimentet er benyttet som baggrund for at lave 3D-korrektionsmodellen, så kan modellen ikke forudsige alle eksperimentets resultater. Dette skyldes, at strømningen omkring rotoren lokalt er domineret af nogle hvirvelstrukturer (særligt ved $r/R=47\%$), som giver anledning til ændringer i trykforholdene på bladene.

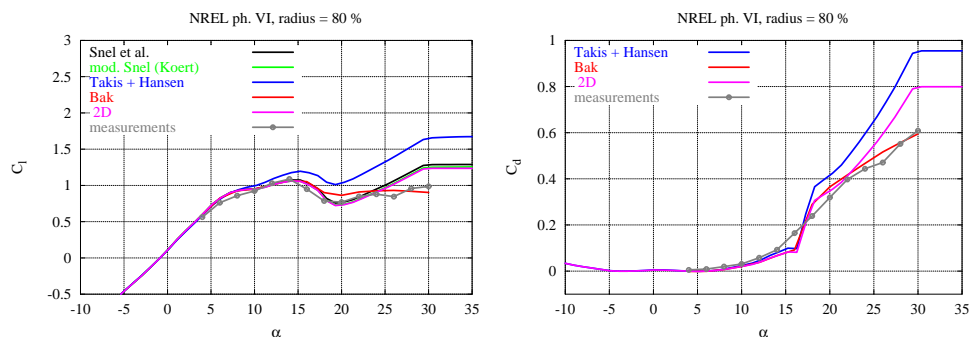
Disse ændringer antages ikke at repræsentere strømninger generelt for alle rotorere. Derfor medtager modellen kun de overordnede fysiske mekanismer, som antages at dominere rotorere generelt.



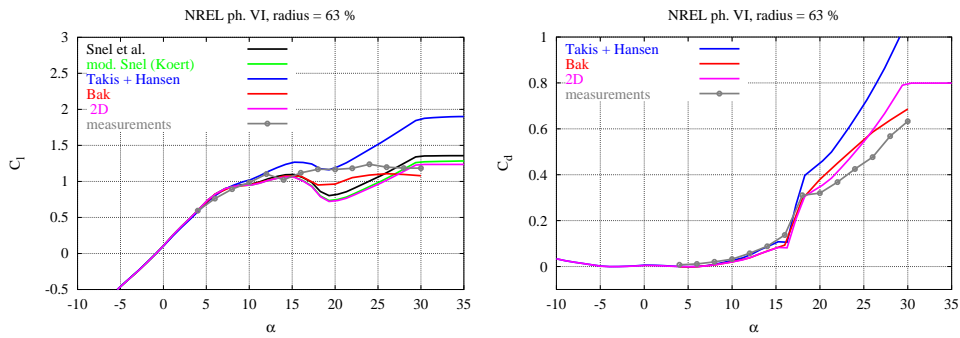
Modellen forudsiger trykændringerne fint ved nogle radier, mens trykændringerne i andre radier ikke helt er i overensstemmelse.

Figur 2-4 ΔC_p fra målinger og beregnet med modellen i ligning (2-9).

I Figur 2-5 til Figur 2-7 ses profildata for rotoren i tre radiale sektioner. Ud over 2D vindtunnelmålinger og profildata ekstraheret fra NREL/NASA Ames eksperimentet ses profildata forudsagt af tre forskellige korrektionsmodeller foruden den nye model. For $r/R=80\%$ ses overensstemmelsen mellem modeller og målinger at være god bortset fra modellen af Chaviaropoulos og Hansen [3], som overvurderer både opdrifts- og modstandskoefficienter. For $r/R=63\%$ har alle modeller vanskeligt ved at forudsige 3D-korrektionerne. Imidlertid er forudsigelsen bedst med den nye model og Chaviaropoulos og Hansen's model. Endelig er 3D-korrektionen ved $r/R=30\%$ bedst bestemt med den nye model samt Snel *et al*'s model [1]. Derimod bliver både opdrift og modstand overvurderet af Chaviaropoulos og Hansen's model og opdriften bliver undervurderet af den modificerede Snel-model [4]. Det bemærkes, at Snel's modeller ikke indeholder en korrektion af modstanden.

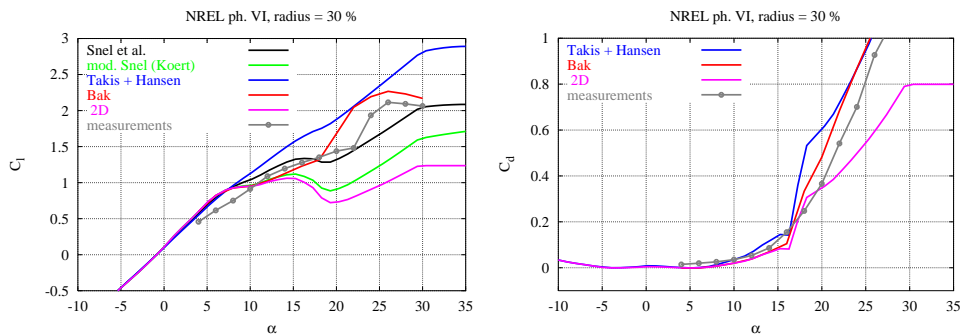


Figur 2-5 3D-korrigerede profildata for $r/R=80\%$ sammenlignet med 2D-målinger og målte 3D-data.



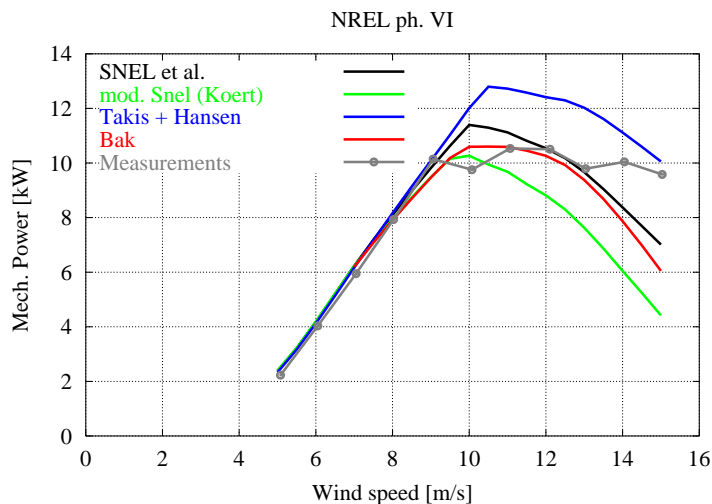
Figur 2-6 3D-korrigerede profildata for $r/R=63\%$ sammenlignet med 2D-målinger og målte 3D-data.

Modellen bestemmer som den eneste 3D-korrektions-model den aftagende opdrift ved høje indfaldsvinkler.



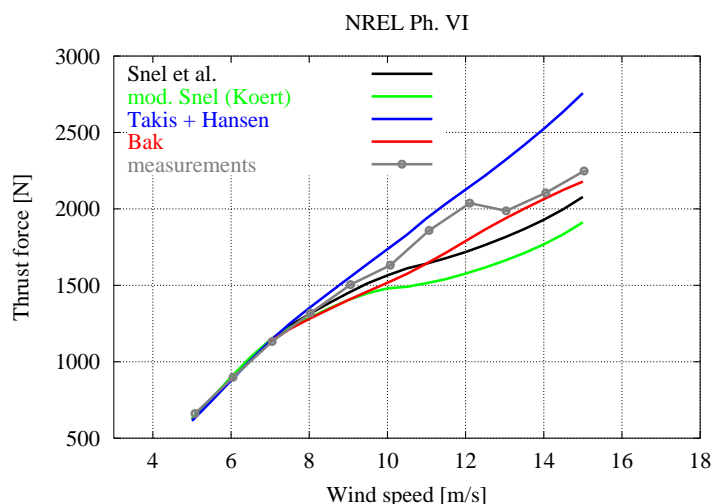
Figur 2-7 3D-korrigerede profildata for $r/R=30\%$ sammenlignet med 2D-målinger og målte 3D-data.

På Figur 2-8 og Figur 2-9 ses hhv. mekanisk effekt og trykkraften på rotoren (thrusten). Det ses, at Chaviaropoulos og Hansen's model og Snel's modificerede model hhv. over- og underestimerer både effekt og trust. Den nye model samt Snel's originale model forudsiger derimod effekten ganske godt indtil 13m/s. Derimod forudsiges thrusten bedst af den nye model. For alle modeller gælder det, at effekten aftager kraftigt for hastigheder over 13m/s.



Figur 2-8 Målt og beregnet effektkurve (mekanisk) for NREL-rotoren.

Særligt thrusten, men også effekten bestemmes ganske godt for NREL/NASA Ames rotoren.



Figur 2-9 Målt og beregnet thrustkurve for NREL-rotoren.

Tellus-rotoren

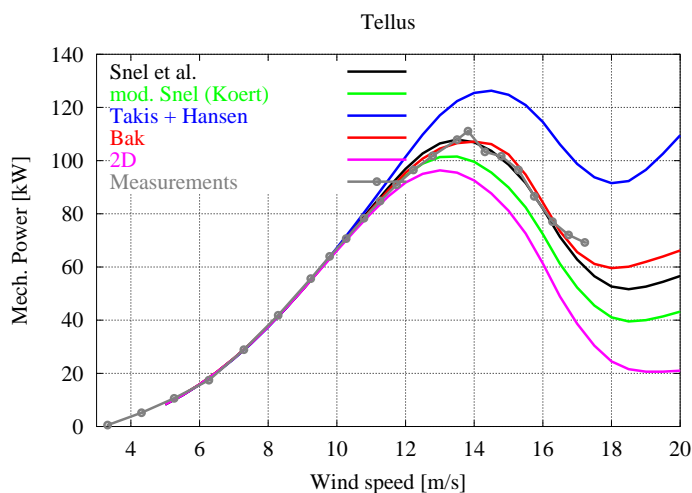
Tellus-rotoren er placeret på Forskningscenter Risø's teststand ved Roskilde og på denne mølle har der været flere målekampagner [10], hvor bl.a. tip-aerodynamik er blevet undersøgt. Rotoren har en karakteristik som vist i Tabel 2-2. Karakteristikken er atypisk i forhold til store moderne rotorere, der typisk har rotordiametre, der er en faktor fem større samt design tiphastighedsforhold på omkring 8.

Tabel 2-2 Data for Tellus-rotoren.

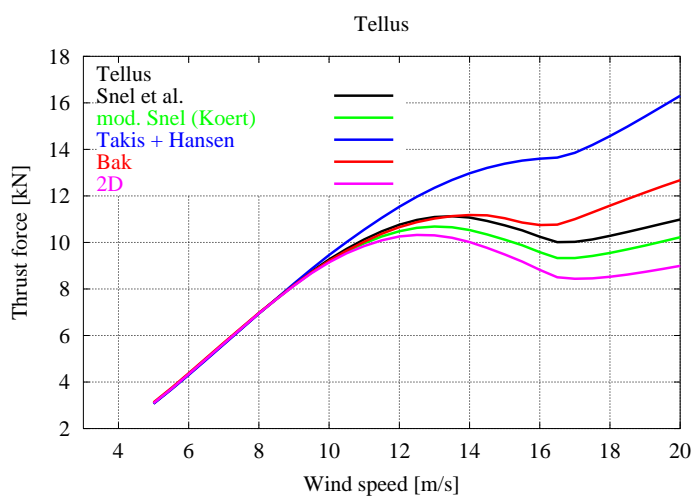
Antal blade	3
Rotordiameter [m]	19.0
Omdrejningshastighed [RPM]	47.5
Design-tiphastighedsforhold, λ [-]	6.8
Tiphastighed [m/s]	47.3
Profilserie	NACA 63-2xx
Effektregulering	Stall

I Figur 2-10 og Figur 2-11 ses hhv. effekt- og thrustkurve beregnet med profildata korri-
geret med forskellige korrektionsmodeller. Kun den beregnede effekt er sammenlignet
med målinger, idet thrust-målinger ikke kunne tilvejebringes. Som det var tilfældet med
NREL-rotoren ses effekten er blive overestimeret af Chaviaropoulos og Hansen's model,
mens Snel's modificerede model underestimerer effekten. Derimod forudsiges effekten
udmærket med den nye model samt af Snel *et al.*'s oprindelige model.

Effekten be-
stemmes meget
præcist med den
nye model.



Figur 2-10 Effektkurve (mekanisk) for Tellus-rotoren.



Figur 2-11 Thrust-kurve for Tellus-rotoren

Aktiv stallreguleret rotor

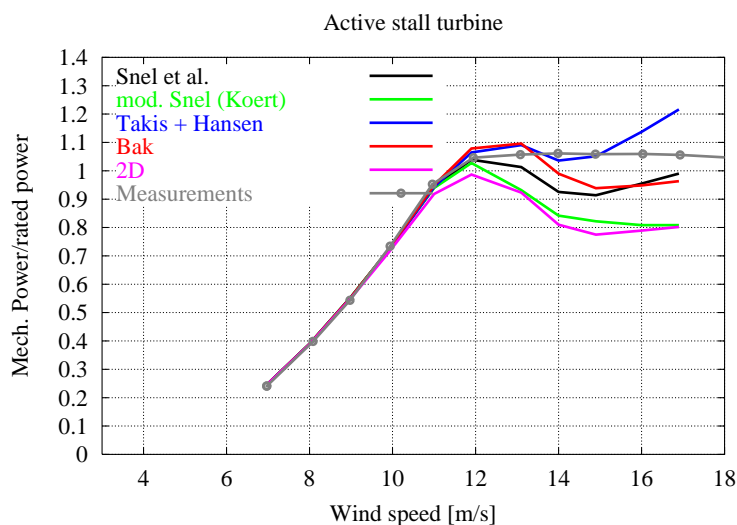
Den aktivt stallregulerede rotor er en megawatt-mølle. Det er en kommerciel mølle, hvorfor detaljerede oplysninger om den er fortrolige. Den har en karakteristik som vist i Tabel 2-3. Karakteristikken er typisk for moderne rotor, der er aktivt stallregulerede.

Tabel 2-3 Data for den aktivt stallregulerede rotor.

Antal blade	3
Design-tiphastighedsforhold, λ [-]	7.3
Tiphastighed [m/s]	65.2
Profilserie	NACA 63-4xx/ FFA-W3-xxx
Effektregulering	Aktiv stall

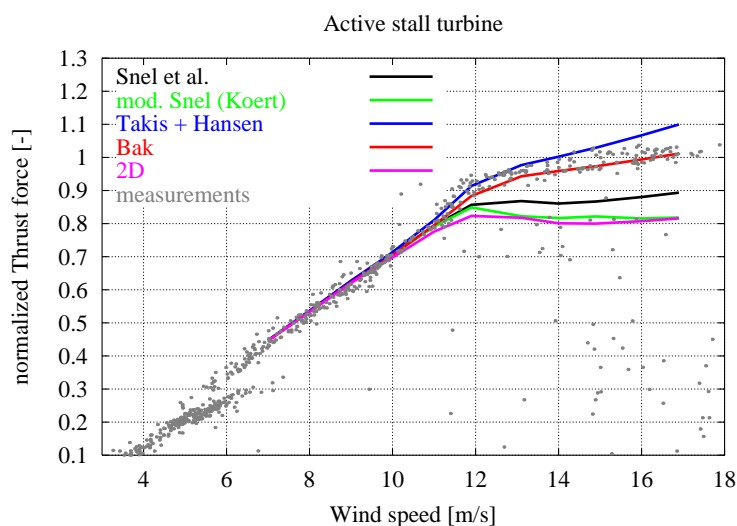
I Figur 2-10 og Figur 2-11 ses hhv. effekt- og thrustkurve beregnet med profildata korri-
geret med forskellige korrektionsmodeller og sammenlignet med målinger. Som det var
tilfældet med NREL- og Tellus-rotoren ses effekten og thrusten at blive kraftigt under-
estimeret af Snel's modificerede model. Effekten og thrusten blev dog estimeret ganske
godt af både den nye model og Chaviaropoulos og Hansen's model op til vindhastighe-
der på 14 til 15 m/s, hvor effekten enten reduceres (den nye model) eller forøges (Chavia-

ropoulos og Hansen's model). Thrusten bliver bestemt ret præcist med den nye model, mens Chaviaropoulos og Hansen's model overestimerer trusten en anelse. Snel *et al.*'s model underestimerer effekten en anelse, mens den maksimale thrust er 15% for lav.



Figur 2-12 Effektkurve (mekanisk) for aktivt stallreguleret rotor.

Særligt thrusten, men også effekten bestemmes ganske godt for den moderne aktivt stallregulerede mølle.



Figur 2-13 Thrust-kurve for aktivt stallreguleret rotor.

Pitchreguleret-variabel-hastighed-rotor

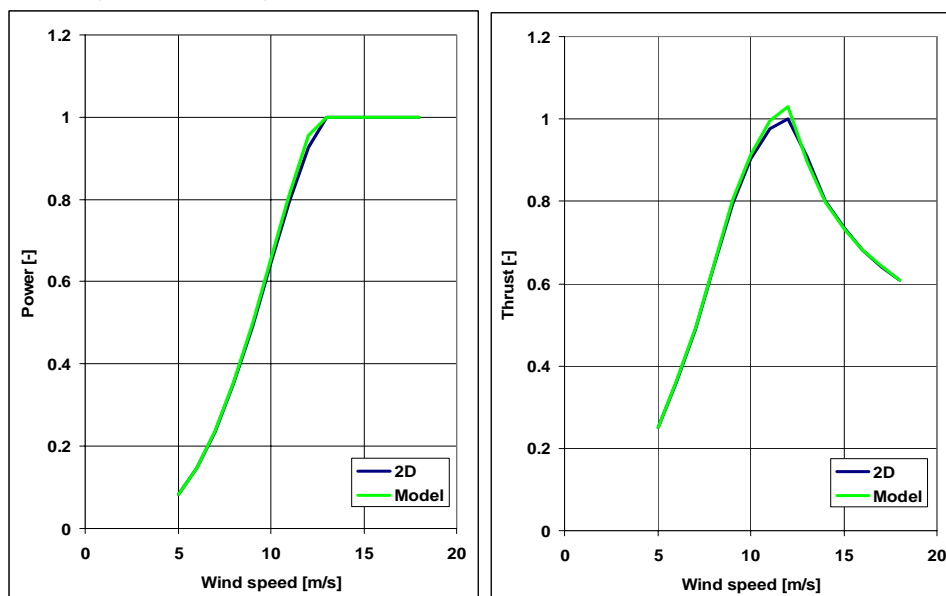
Rotoren med pitchregulering og variabel hastighed er i megawatt-klassen. Det er en kommerciel mølle, hvorfor detaljerede oplysninger om den er fortrolige. Den har en karakteristik som vist i Tabel 2-4. Karakteristikken er typisk for moderne rotorere med pitchregulering og variabel hastighed.

Tabel 2-4 Data for rotoren med pitchregulering og variabel hastighed.

Antal blade	3
Design-tiphastighedsforhold, λ [-]	8.6
Tiphastighed [m/s]	69.0
Profilserie	NACA 63-6xx
Effektregulering	Pitchregulering variabel hastighed

I Figur 2-10 ses effekt- og thrustkurve beregnet med profildata korrigeret med den nye korrektionsmodel og sammenlignet med beregninger med ukorrigerede 2D-profildata. Ved brug af profildata der er 3D-korrigeret, er ændringerne små i forhold til at bruge 2D-profildata direkte. Imidlertid er forøgelsen af både effekt og thrust omkring 1% for vindhastigheder under 10m/s, mens forøgelsen er oppe på 2.5% ved omkring 12m/s, hvor den maksimale effekt opnås. Dette betyder, at selv for vindmøller, der benytter pitchregulering med variabel hastighed vil der være stall på den inderste del af rotoren, hvorved effekten og thrusten forøges.

Anvendelse af 3D-korrigerede profildata bestemmer mellem 1% og 2.5% højere effekt og laster for en moderne pitch-reguleret mølle med variabel rotorhastighed.



Figur 2-14 Til venstre: Effektkurve, Til højre: Thrust-kurve. Beregninger er foretaget dels med 2D-profildata (2D) og dels med profildata, der er 3D-korrigeret med den nye model (Model).

2.7 Konklusion

Vindtunnelmålingen af en stallreguleret mølle med en rotordiameter på 10m (NREL/NASA Ames eksperimentet) blev analyseret, hvor særligt trykmålingerne på vingerne, hvorpå der var 3D-strømning, blev sammenlignet med 2D-vindtunnelmålinger. Forskellen mellem 3D-trykfordelingerne og 2D-trykfordelingerne blev bestemt og denne forskel blev analyseret og brugt som grundlag til en formulering af en ny 3D-korrektionsmodel baseret på trykforholdene på vingen.

Anvendelse af den nye model på tre forskellige rotorere viste, at der mht. thrusten var god overensstemmelse med målinger, og at overensstemmelsen i effekten var rimelig. Sammenlignet med andre korrektionsmodeller var sammenhængen mellem effekt og thrust bedre for den nye model, hvilket indikerer, at den nye model forudsiger en mere korrekt lastfordeling på rotoren.

2.8 Referencer

- [1] Snel, H.; Houwink, R.; van Bussel, G.J.W.; Bruining, A., 'Sectional Prediction of 3D Effects for Stalled Flow on Rotating Blades and Comparison with Measurements', Proc. European Community Wind Energy Conference, Lübeck-Travemünde, Germany, 8-12 March, 1993, pp. 395-399, H.S. Stephens & Associates

Sammenlignet med andre korrektionsmodeller ses en bedre sammenhæng mellem effekt og thrust.

-
- [2] Du, Z.; Selig, M.S., 'A 3-D Stall-Delay Model for Horizontal Axis Wind Turbine Performance Prediction', AIAA-98-0021, 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1998 ASME Wind Energy Symposium, Reno, NV, USA, January 12-15, 1998
- [3] Chaviaropoulos, P.K.; Hansen, M.O.L., 'Investigating Three-Dimensional and Rotational Effects on Wind Turbine Blades by Means of a Quasi-3D Navier Stokes Solver', J. Fluids Engineering, vol. 122, June 2000, pp. 330-336.
- [4] Lindenburg, C., "Modelling of Rotational Augmentation Based on Engineering Considerations and Measurements", European Wind Energy Conference, London, 22-25 November 2004
- [5] Hand, M.M.; Simms, D.A.; Fingersh, L.J.; Jager, D.W.; Cotrell, J.R.; Schreck, S.; Larwood, S.M., "Unsteady Aerodynamics Experiment Phase VI: Wind Tunnel Test Configurations and Available Data Campaigns", NREL/TP-500-29955, National Renewable Energy Laboratory, Golden, Colorado, USA, December 2001.
- [6] Reuss Ramsay, R., M. Hoffman, and G. Gregorek, (1995), Effects of Grit Roughness and Pitch Oscillations on the S809 Airfoil, NREL/TP 442-7817, Golden, CO: National Renewable Energy Laboratory.
- [7] E-mail kommunikation med Nando Timmer, Delft Universitet, Holland.
- [8] Madsen, H.A., Rasmussen, F., "Derivation og Three-Dimensional Airfoil Data on the Basis of Experiment and Theory", AWEA 1988
- [9] Bak, C., "Udledning af profildata", i Risø-R-1434(DA), "Forskning i Aeroelasticitet", red. C.Bak, Forskningscenter Risø, Roskilde, 2004
- [10] Aagaard Madsen, H., "Aerodynamics of a Horizontal-Axis Wind Turbine in Natural Conditions", Risø-M-2903, Risø National Laboratory, 1991

3 Udvikling af model for 3D induktions- og stallmodellering

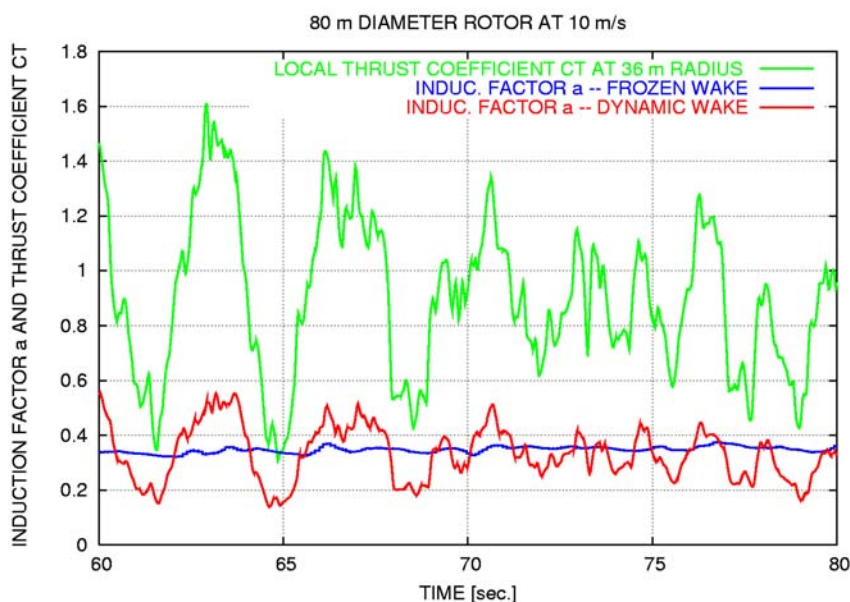
Helge Aagaard Madsen, Mac Gaunaa

3.1 Baggrund for udvikling af modellen

I de fleste aeroelastiske modeller benyttes den velkendte 'blade element momentum' (BEM) model til beregning af induktion. Det gælder således de to modeller, FLEX5 og HAWC, der er udviklet i Danmark og som benyttes af den danske industri. BEM modellen kræver kun ganske enkle udregninger for at bestemme induktionen i et punkt på vingen, og det er afgørende, når modellen skal benyttes i et aeroelastisk program, hvor induktionen for hele rotoren skal udregnes til hvert tidsskridt og derfor ikke må være beregningstung. Afgørende for at BEM modellen benyttes er også, at nøjagtigheden i induktionsberegningen i de fleste tilfælde er tilstrækkelig.

Imidlertid har modellen væsentlige begrænsninger, som kan henføres til de antagelser, der er gjort ved udledning af modellen. For det første er modellen en-dimensionel på den måde, at induktionen i et punkt på vingen kun afhænger af belastningen i samme punkt. Denne antagelse er kun god, der hvor lastvariationen på vingen i radiel retning er begrænset. Det betyder, at i tip- og rodregionen på vingen må man forvente at se afvigelser ved sammenligning med mere detaljerede modeller. Den anden væsentlige begrænsning ved modellen er, at det grundlæggende er en stationær model, men i en aeroelastisk beregning med turbulent vind vil belastningen i høj grad variere med tiden. En illustration heraf ses i Figur 3-1, hvor den lokale thrust koefficient, CT , i et punkt på vingen ses at variere meget som funktion af tiden. Det skyldes turbulensen i den frie vind, krøje fejl, vindgradient og tårnskygge.

Der er en række begrænsninger i BEM modellen

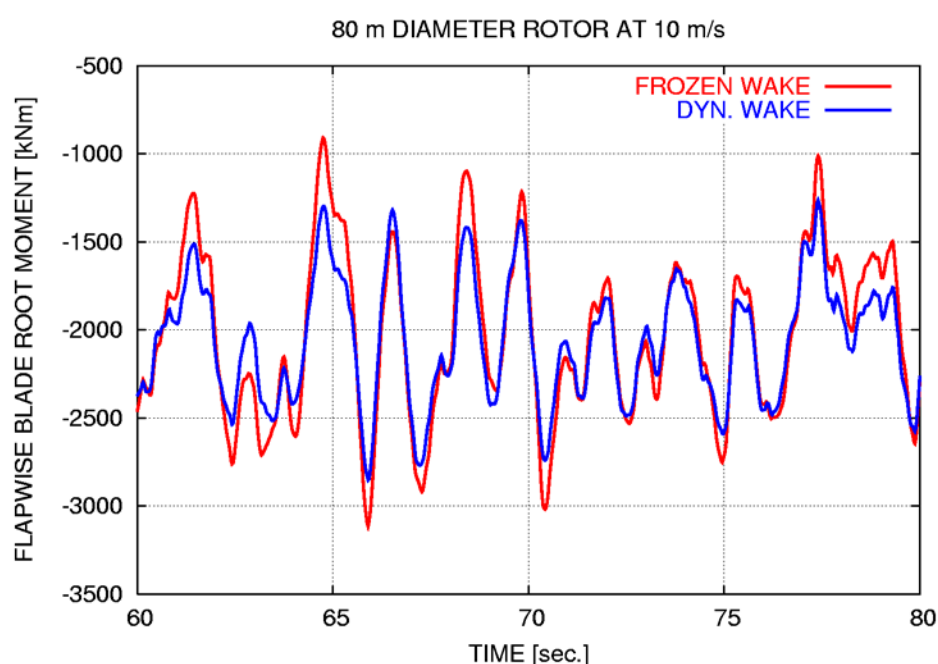


Figur 3-1

Lokal thrustkoefficient, CT , og induktion a for en 80 m rotor under normal drift i turbulent vind ved henholdsvis fuld dynamisk opdatering af induktion (dynamisk wake) og meget langsom opdatering af induktionen (frozen wake).

Selvom BEM modellen grundlæggende kun gælder for stationær strømning kan modellen benyttes kvasistationært, d.v.s. at induktionen udregnes med modellen med den aktuelle thrustkoefficient, som varierer fra tidsskridt til tidsskridt. Denne opdateringsmåde betegnes 'dynamic wake', og det giver en betydelig variation i induktionen, som illustreret i Figur 3-1. Fra beregninger med mere detaljerede modeller og fra målinger fremgår det imidlertid, at induktionen ikke momentant følger lastændringerne på rotoren, og det forklares ved, at det er det samlede hvirvelsystem i rotorens kølvand, der bestemmer induktionen. Da det tager en vis tid, inden kølvandet er tilpasset en lastændring på rotoren, vil induktionen ikke fuldstændigt følge ændringerne i belastningen på rotoren. Det kan i en BEM model simuleres ved at indlægge en tidskonstant på den inducerede hastighed, og denne tidskonstant vil generelt være afhængig af den radiære position på vingen.

Forskellen mellem at opdatere induktionen henholdsvis momentant og på den anden side med en betydelig tidskonstant har en væsentlig indflydelse på de dynamiske laster på rotoren, som det fremgår af Figur 3-2, hvor det flapvise bladrodsmoment svarende til induktionsberegningerne i Figur 3-1 er vist.



Figur 3-2 Det flapvise bladrodsmoment svarende til de to forskellige måder at opdatere induktionen på, som illustreret i Figur 3-1.

Induktionsberegningen har også betydelig indflydelse på den aerodynamiske dæmpning, og ud fra en hvirvelmodellering af rotoren og kølvandet kan man se, at det i den sidste ende er lastfordelingen på vingen der er bestemmende for variationen af tidskonstanten for induktionen ud langs vingen. Det er derfor ønskeligt med en model til beregning af induktion, der indeholder denne mekanisme.

Den udviklede model er en forenklet "lifting line" model

Der er i tidens løb udviklet et antal forskellige numeriske modeller baseret på 'lifting line' og 'surface panel' metoder, som bestemmer induktionen mere nøjagtigt end BEM, men generelt set er det ganske beregningstunge modeller. Imidlertid har Beddoes [1] udviklet en forenklet lifting line model, som er meget mindre beregningskrævende end en normal lifting line model. Det skyldes, at modellen kun beskriver de første 90 grader af hvirvelsystemet bag vingen (modellen betegnes derfor også som en nærkølvandsmo-

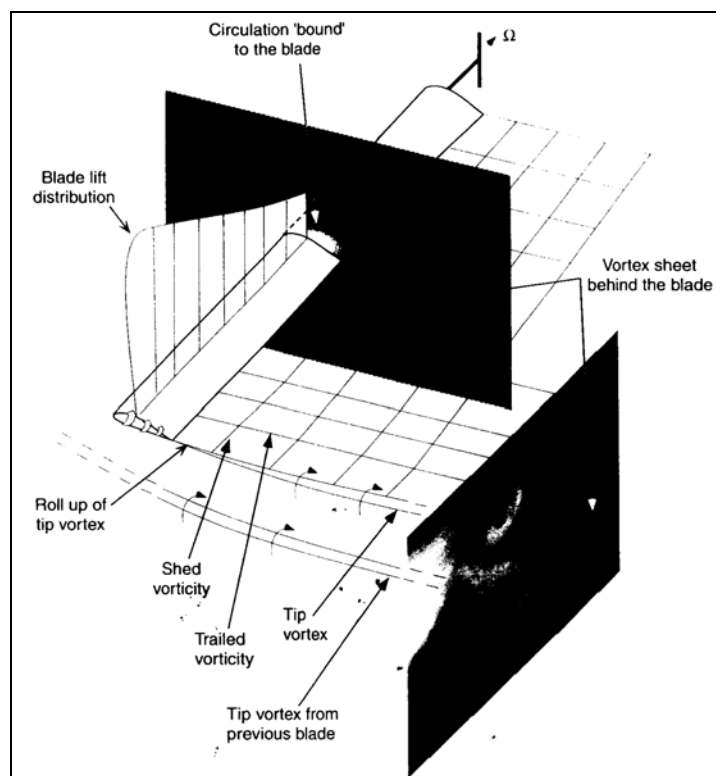
del), og dermed kan der benyttes en såkaldt 'indicial function metode' til at bestemme effekten fra den første del af hvirvelsystemet. Indicial function metoden udmærker sig ved at være numerisk særdeles hurtig.

I det følgende beskrives modellen kort, hvorefter nogle beregningseksempler følger. Herefter beskrives koblingen til en fjernkølvandsmodel, som er nødvendig for at modellere den samlede induktion for rotoren. Endelig gives et eksempel på en dæmningsberegning med den integrerede nær- og fjernkølvandsmodel.

3.2 Modelbeskrivelse

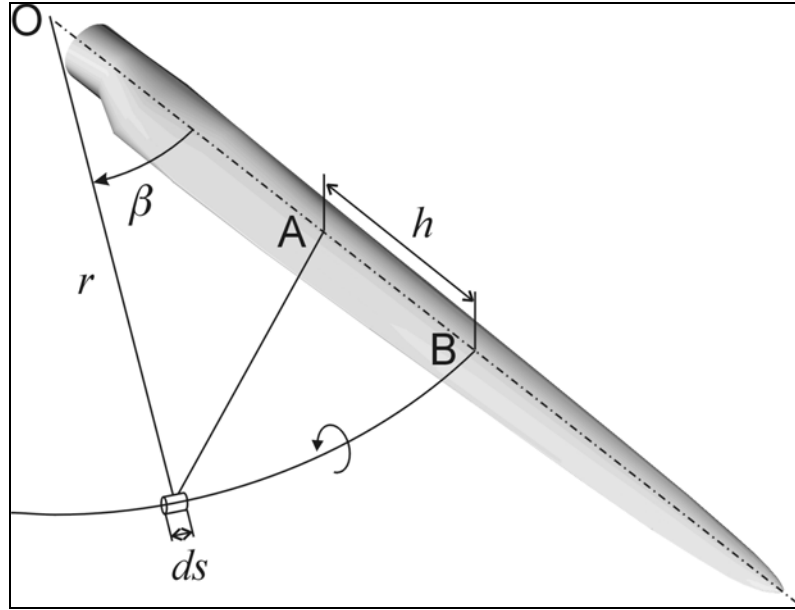
I Figur 3-3 er hvirvelsystemet bag en vinge skitseret. Hvirvlerne med akse vinkelret på vingens akse kaldes 'trailed vorticity' og genereres ved vingen, hvor der er en ændring af den bundne cirkulation i spanvis retning. Det er induktionen fra dette hvirvelsystem, der ønskes modelleret med nærkølvandsmodellen. De andre hvirvler med akse parallelt med vingens længdeakse kaldes 'shed vorticity' og genereres ved vingen, når der er en ændring af den bundne cirkulation fra ét tidsskridt til det næste. Induktionen fra dette hvirvelsystem modelleres normalt på basis af teorien af Theodorsen [2] og er bl.a. en del af den velkendte Beddoes-Leishman dynamiske stall model [3], der er implementeret i den aeroelastiske kode HAWC.

Nærkølvandsmodellen modellerer induktionen fra 'trailed vorticity'



Figur 3-3 En illustration af hvirvelsystemet i nærkølvandet bag en roterende vinge. Fra Leishman [4].

Som nævnt modelleres 'trailed vorticity' for de første 90° bag vingen med den aktuelle nærkølvandsmodel, og det antages, at hvirvellinierne er cirkulære og ligger i rotorplanet, Figur 3-4.



Figur 3-4 Skematisk model af hvirveltråd og notation for udledning af ligningerne for nærkølvandsmodellen.

Induktionen eller 'downwash' dw i punkt A fra et hvirvelement med længden ds og styrke K i radius r kan nu udregnes som [1]:

$$dw = \frac{K ds}{4\pi r^2} \frac{1 - \left(1 - \frac{h}{r}\right) \cos(\beta)}{\left(1 + \left(1 - \frac{h}{r}\right)^2 - 2\left(1 - \frac{h}{r}\right) \cos(\beta)\right)^{3/2}} \quad (3-1)$$

eller

$$\frac{dw}{dw_0} = \frac{\left(\frac{h}{r}\right)^2 \left(1 - \left(\frac{h}{r}\right) \cos(\beta)\right)}{\left(1 + \left(1 - \frac{h}{r}\right)^2 - 2\left(1 - \frac{h}{r}\right) \cos(\beta)\right)^{3/2}} \quad (3-2)$$

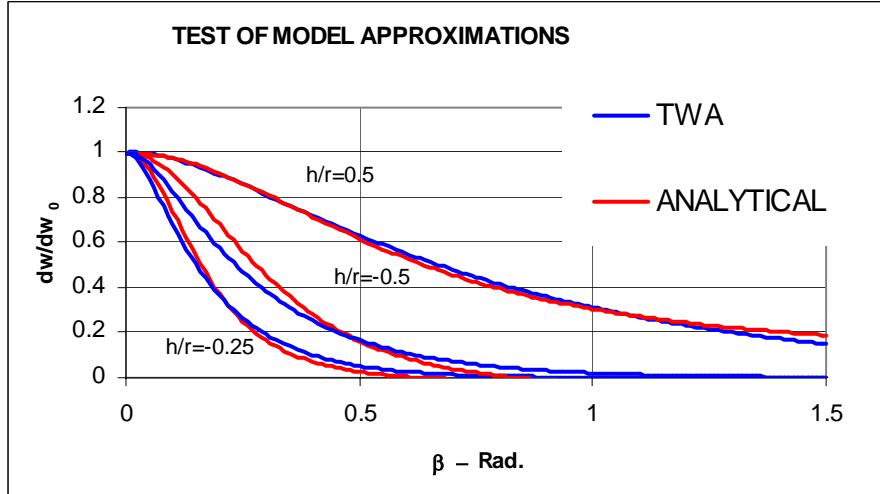
hvor dw_0 er værdien af dw umiddelbart bag vingen.

For at kunne bruge indicial funktions metoden (metoden er bl.a. beskrevet af Leishman [3]) tilnærmes ovenstående udtryk med to eksponentialfunktioner:

$$\frac{dw}{dw_0} = 1.359 e^{\left(\frac{-\beta}{\Phi}\right)} - 0.359 e^{\left(\frac{-4\beta}{\Phi}\right)} \quad (3-3)$$

hvor Φ er en parameter, der afhænger af geometrien på følgende måde:

$$\Phi = \left(\frac{\pi}{4} \right) \left| \left(1 + \frac{h}{2r} \right) \cdot \ln \left(1 - \frac{h}{r} \right) \right| \quad (3-4)$$



Figur 3-5 Den relative induktion fra et hvirvelement tilnærmes med en sum af to eksponentialfunktioner (TWA) og er her sammenlignet med de analytiske udtryk

Ligning (3-3) udtrykker den relative induktion af et hvirvelement som funktion af dets position bag vingen, og når det er udtrykt som en sum af eksponentialfunktioner, kan indicial funktionsmetoden benyttes til effektivt at bestemme den totale induktion af alle afkastede hvirvelementer på en hvirvellinie. Den numeriske algoritme kan for beregning af induktionen $W(N)$ til tidsstep N skrives som :

$$W(N) = Xw(N) + Yw(N) \quad (3-5)$$

hvor

$$Xw(N) = Xw(N-1)e^{\left(\frac{-\Delta\beta}{\Phi}\right)} + 1.359 Dw e^{\left(\frac{-\Delta\beta}{2\Phi}\right)} \quad (3-6)$$

$$Yw(N) = Yw(N-1)e^{\left(\frac{-4\Delta\beta}{\Phi}\right)} - 0.359 Dw e^{\left(\frac{-2\Delta\beta}{\Phi}\right)} \quad (3-7)$$

Dw er det seneste afkastede hvirvelement og kan ifølge Beddoes [1] udledes som:

$$Dw = \frac{K \left(\frac{\Delta s}{h} \right)}{4\pi r \left(\frac{h}{r} \right) \left(1 + \left(\frac{\Delta ds}{h} \right)^2 \right)^{1/2}} \quad (3-8)$$

hvor

$$\Delta s = r \Delta \beta = \Delta t V_r, \quad \frac{\Delta s}{h} = \frac{\Delta \beta}{\left(\frac{h}{r} \right)} \quad (3-9)$$

og K er lig den afkastede hvirvelstyrke og udregnes som ændringen i bunden cirkulation på vingen fra een radiær position til den næste. Den totale induktion i et punkt A på vingen kan nu udregnes fra alle hvirveltrådene, der udspringer fra vingen. Som det ses af ligning (3-6) og (3-7) er det kun to værdier for hver hvirveltråd, der skal gemmes fra det forrige tidsskridt, og metoden er derfor ikke særlig beregningstung.

Den bundne cirkulation Γ på vingen udregnes ud fra liftcoefficient $C_L(\alpha)$ og relativhastighed V_r som:

$$\Gamma = \frac{1}{2} V_r c C_L(\alpha) \quad (3-10)$$

hvor

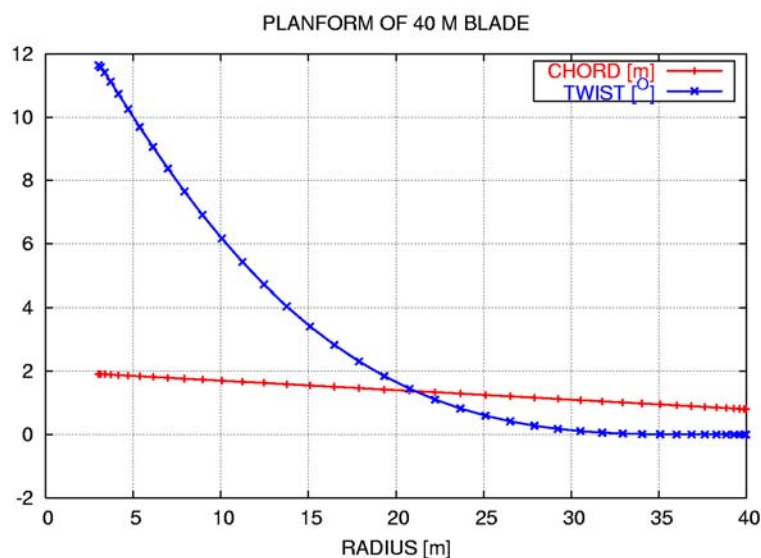
$$\alpha = \text{ATAN} \left(\frac{V_\infty - w}{V_r} \right) - \varphi \quad (3-11)$$

α er indfaldsvinkel, φ er den lokale pitch af vingen og $V_r = \left((r\Omega)^2 + (V_\infty - w)^2 \right)^{0.5}$ er relativhastigheden for strømmingen i forhold til vingesektionen. Ligning (3-10) gælder for stationære strømninger, men den fejl der introduceres ved at beregne den bundne cirkulation herfra er lille, såfremt frekvensen af de svingninger der beregnes ikke er for høje. Appendix 3.7 behandler dette problem, og det er heri vist, at fejlen ved beregninger af svingninger på op til 1Hz for en moderne mølle ikke er nævneværdig. Ved behov for beregninger for svingninger med højere frekvenser er det muligt at konstruere en model til bestemmelse af den bundne cirkulation, der ligesom nærkølvandsmodellen kan formuleres på indicial funktion formen.

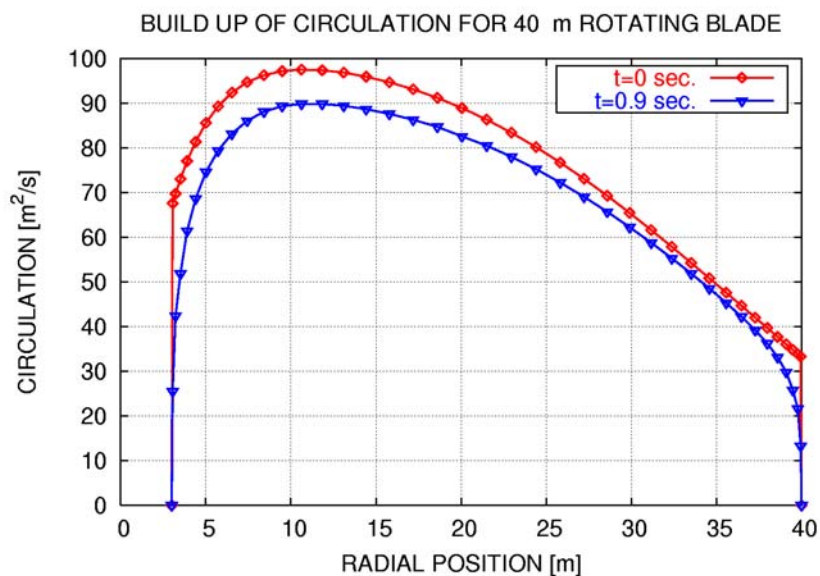
3.3 Afprøvning af modellen

Modellen afprøves først på en enkelt 40 m vinge, der roterer med en tip hastighed på 80 m/s. Korde- og twistfordeling er vist i Figur 3-6 og som profildata antages at:

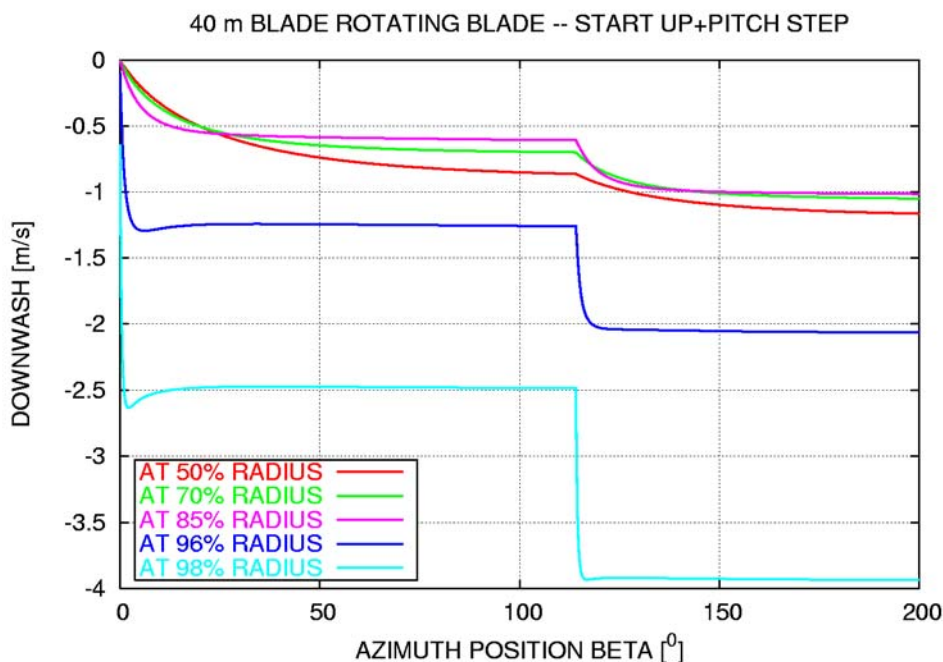
$$\begin{aligned} C_L(\alpha) &= 2\pi\alpha \\ C_D(\alpha) &= 0.0 \end{aligned} \quad (3-12)$$



Figur 3-6 Korde og twistfordeling for den 40 m vinge modellen afprøves på.



Figur 3-7 Bunden cirkulation på vingen ved henholdsvis start på simuleringen (ingen induktion) og efter at en stabil ligevægt er nået mellem cirkulation på vingen og induktion fra det afkastede hvirvelsystem.



Figur 3-8 Induktion ved forskellige radier som funktion af vingens azimuth position. Ved en position på 114° får vingen et pitchstep på -5° .

Udvikling af den bundne cirkulation på vingen er vist i Figur 3-7. Til tiden $t=0$ er der ingen induktion, da hvirvelsystemet i kølvandet ikke er bygget op. Det betyder at induktionen er maksimal, idet induktionen normalt vil reducere indfaldsvinklen og dermed cirkulationen. Det ses også, at cirkulationen ved roden og ved vingetippen ikke går mod 0.

Til tiden $t=0.9$ sek. er vingen drejet ca. 105° og induktionen er blevet konstant, idet modellen ikke medtager mere end 90° . Den bundne cirkulationen er nu generelt blevet mindre, og det ses at både ved roden og i tippen går cirkulationen mod 0. Modellen fungerer således som en endetabsmodel både i roden og i tippen.

Ved tippen ændres induktionen næsten momentant mens induktionen midt på vingen bygges langsommere op

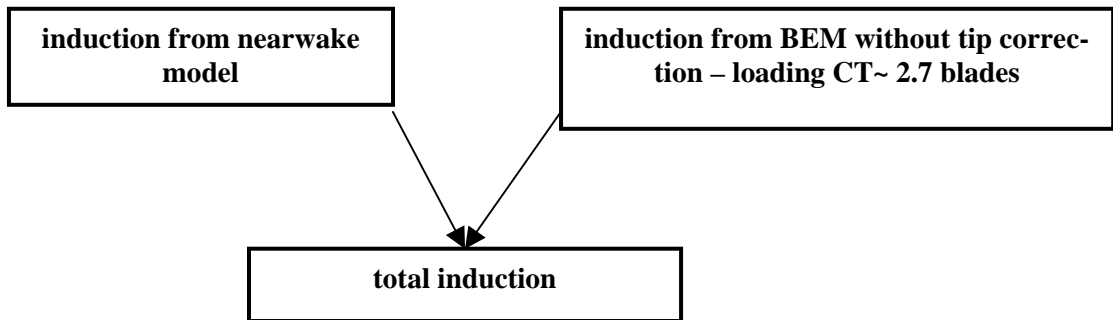
Udviklingen af induktionen i forskellige radier og som funktion af vingens azimuthposition er vist i Figur 3-8. Ved tippen ses det, at induktionen næsten ændres momentant ved opstart såvel som ved et pitch-step. Det skyldes, at hvirvestyrken for de afkastede hvirvler her er stor, og at afstanden til dem er lille. Derimod bygges induktionen midt på vingen meget langsommere op, idet afstanden ud til de kraftige hvirvler ved tippen er stor, og styrken i alle hvirveltrådene bag vingen skal således bygges op inden induktionen midt på vingen er maksimal.

Modellens evne til at modellere den dynamiske induktion som funktion af lastfordelingens ændring med tiden er ganske afgørende for at kunne beregne den aerodynamisk dæmpning korrekt, og her forventes modellen at give et mere nøjagtigt resultat end BEM modellen med dynamisk induktionsmodel.

3.4 Kobling til fjernkølvandsmodel

Da nærkølvandsmodellen kun modellerer de første 90° af kølvandet fra én vinge på roteren er det nødvendigt at benytte en anden model til at beregne den resterende del af in-

duktionen, dels den resterende del af kølvandet fra den vinge nærkølvandsmodellen benyttes på, og dels induktionen fra de andre vinger på rotoren, Figur 3-9.



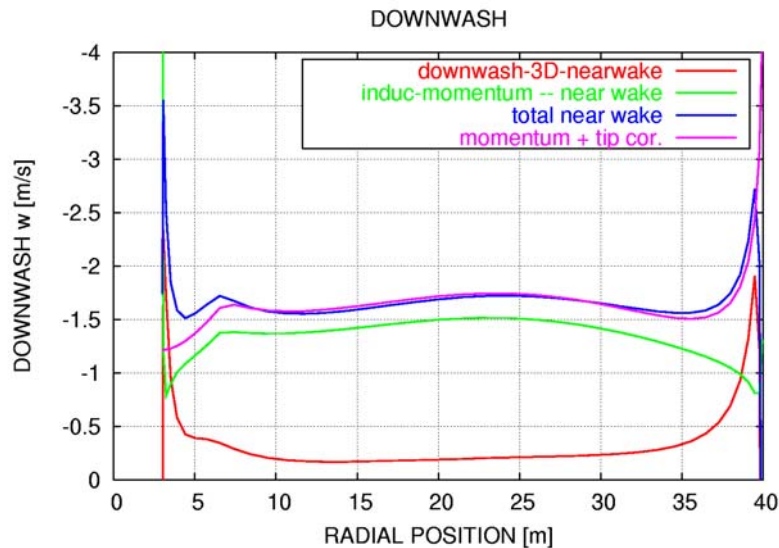
Figur 3-9 Som fjernkølvandsmodel benyttes en BEM model med nedskaleret belastning.

Det er valgt at benytte BEM modellen til at beregne den resterende del af induktionen men med en reduceret belastning udtrykt ved thrustkoefficienten CT_{nw} givet ved:

$$CT_{nw} = \frac{V_r^2 C_y(\alpha) c k_{nw} N_B}{2\pi r V_\infty^2} \quad (3-13)$$

Det er valgt at benytte BEM-modellen som fjernkølvandsmodel

Her er N_B antallet af vinger på rotoren, C_y er den resulterende komponent af C_L og C_D i aksiel retning for rotoren og k_{nw} er reduktionsfaktor på thrustkoefficienten, som indføres fordi nærkølvandsmodellen giver induktionen fra den nærmeste del af kølvandet.



Figur 3-10 Induktion fra nærkølvandsmodellen (rød kurve) og fjernkølvandsmodellen som er en BEM model med nedskaleret belastning (grøn kurve) lægges sammen og giver den samlede induktion (blå kurve). Denne induktion er sammenlignet med en standard BEM med tipkorrektion (lilla kurve).

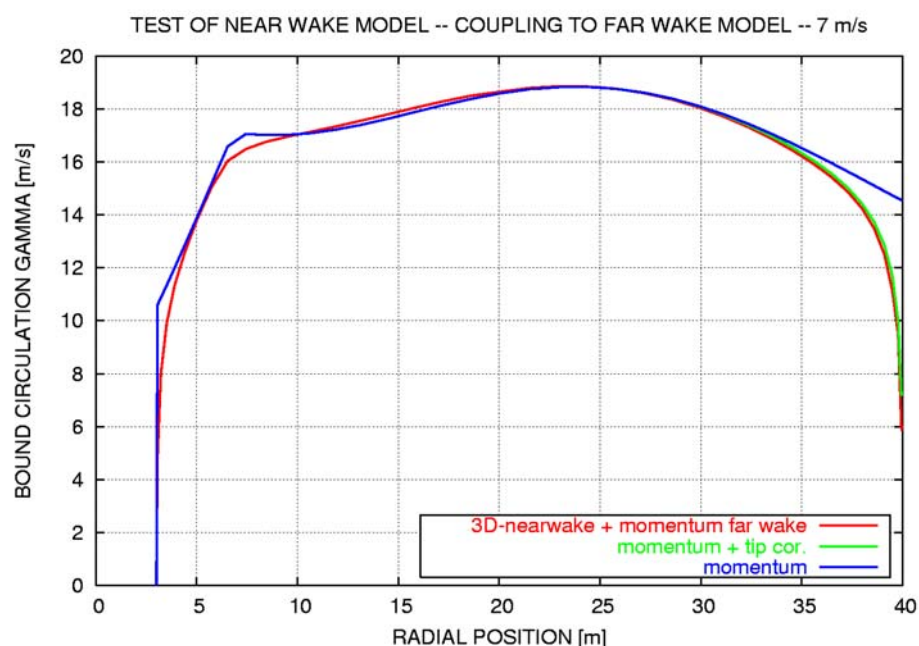
Ved at kalibrere induktionen midt på vingen med en normal BEM model er det fundet, at for en 3-bladet rotor giver en belastning udregnet $k_{mw} = 0.9$ et passende bidrag af induktion fra fjernfeltet. D.v.s. at som fjernkølvandsmodel benyttes BEM med følgende modificerede udtryk for belastningen for en trebladet rotor:

$$CT = \frac{V_r^2 C_y(\alpha) c \cdot 0.9 \cdot 3}{2\pi r V_\infty^2} \quad (3-14)$$

Det skal også nævnes, at når BEM benyttes som fjernkølvandsmodel er det uden tipkorrektion, idet denne del af induktionen er indeholdt i nærkølvands modellen.

Der er generelt god overensstemmelse mellem den koblede kølvandsmodel og BEM-modellen.

For den tidligere benyttede rotor men nu med tre vinger er induktionen beregnet med den koblede nær- og fjernkølvandsmodel (benævnes i det flg. som koblet kølvandsmodel) sammenlignet med BEM modellen med tipkorrektion i Figur 3-10. Generelt er der god overensstemmelse mellem induktionen beregnet med de to modeller, men der ses også afvigelser, specielt i rodregionen, hvor BEM modellen ikke har nogen endetabsmodel. Den tilsvarende cirkulationsfordeling på vingen er vist i Figur 3-11, og det ses, at den koblede kølvandsmodel giver en smule lavere belastning ude på vingetippen og en noget lavere last og en mere kontinuert last ved rodenden af vingen.



Figur 3-11 Cirkulationen beregnet med den koblede kølvandsmodel og BEM modellen med tipkorrektion.

3.5 Beregning af aerodynamisk dæmpning

De forskellige modalformer for en vinge er en god illustration af tilfælde, hvor den radiære variation af de instationære aerodynamiske forhold er betydelig, og hvor den nye model må forventes at give anderledes resultater end BEM.

Den koblede kølvandsmodel benyttes nu til beregning af arbejdet A_x udført af de aerodynamiske kræfter F_{ax} for en svingning i den første flapvise modalform.

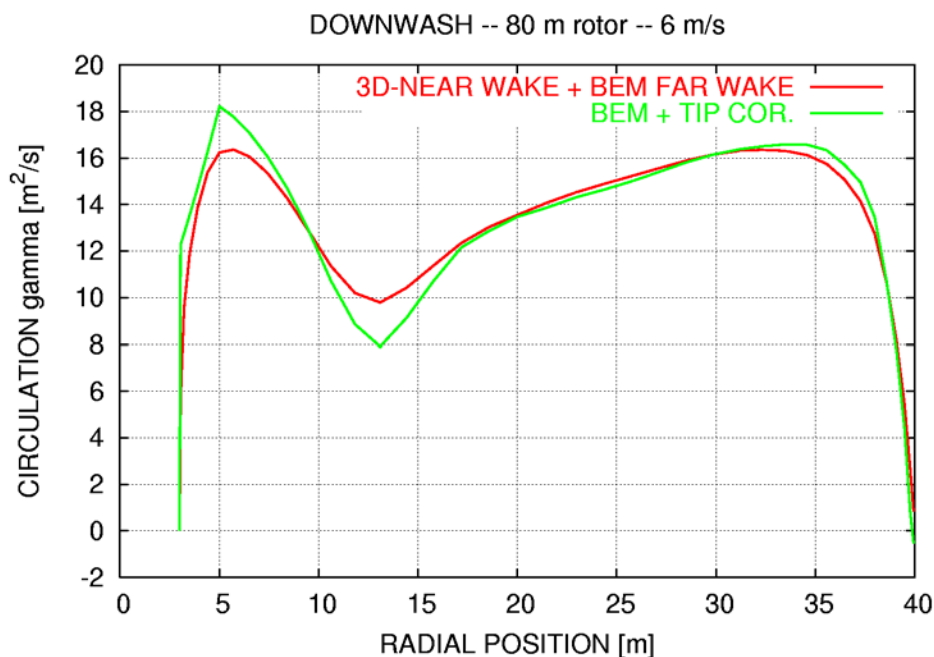
$$A_x = \int_{1\text{cycle}} F_{ax} dx \quad (3-15)$$

Rotoren, der nu regnes på, er stadig 80 m i diameter, men det er en anden end den tidligere benyttede. Den bundne cirkulation ved 6 m/s er vist i Figur 3-12 og igen ses en rimelig overensstemmelse med cirkulationen beregnet med BEM. Dog er den radiære variation af cirkulationen mere 'blød' i den koblede kølvandsmodel, og det skyldes, at induktionen i denne model i ét punkt afhænger af hvirvelfordelingen bag hele vingen, og det vil modvirke store ændringer i induktion fra ét punkt til det næste.

Den aerodynamiske dæmpning beregnet med den koblede kølvandsmodel beregnes til at være lidt lavere end i HAWC

Arbejdet udført af de aerodynamiske kræfter A_x over én harmonisk svingning i første flapvise modalform med en frekvens på 1 Hz er vist i Figur 3-13. Det ses at den koblede kølvandsmodel giver et resultat, der ligger mellem BEM med henholdsvis en meget lav tidskonstant og en tidskonstant på 3, som er den tidskonstant, der normalt benyttes i HAWC. Resultatet betyder, at den aerodynamiske dæmpning beregnes til at være lidt mindre end den normalt beregnes i den aeroelastiske kode HAWC.

Yderligere beregninger med modellen af aerodynamisk arbejde ved forskellige frekvenser er beskrevet i [5].



Figur 3-12 Den bundne cirkulation for en 80 m rotor benyttet til undersøgelse af aerodynamisk dæmpning.

3.6 Opsummering

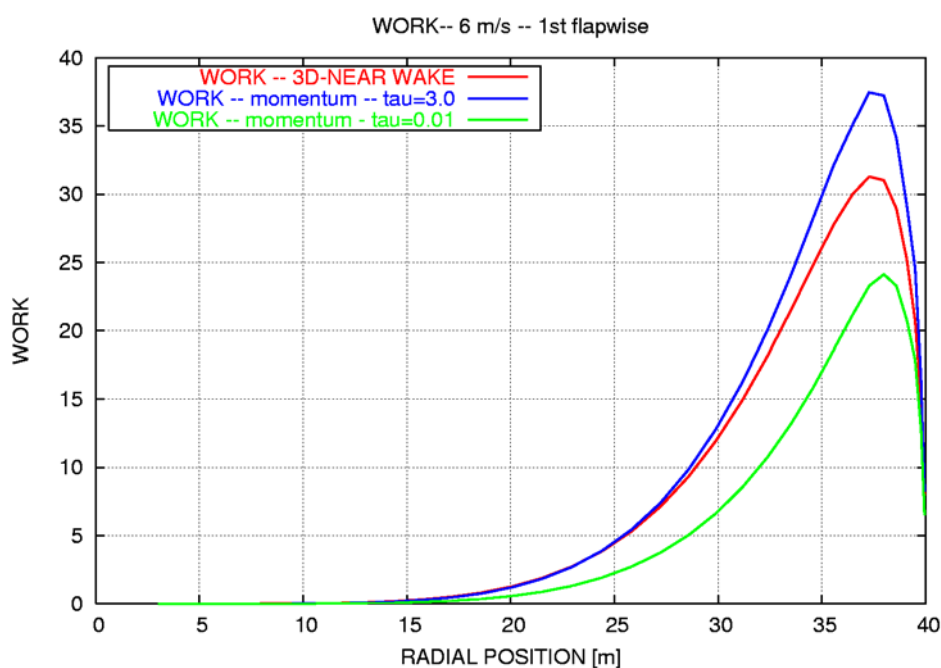
En nærkølvandsmodel oprindeligt udviklet for beregning af aerodynamiske laster på en helikopterrotor med høj tidsopløsning er implementeret for beregning af aerodynamiske kræfter på vindmøllerotorer. Modellen er i princippet en instationær 'lifting line' model men medtager kun de første 90° af kølvandet bag vingen. Denne forenkling gør at integrationen af ligningssystemet kan udføres med 'indicial function' metoden, der ikke er særlig beregningstung. Således kan modellen køre omkring realtid for en rotor på en standard PC.

Modellen har tre fortrin over for en standard BEM metode med dynamisk induktion. For det første er modellen fuldt tredimensional, således at ændring af aerodynamikken ét sted på vingen afhænger af aerodynamikken i alle andre beregningspunkter. For det andet modellerer modellen umiddelbart endetabseffekterne på vingen, og der skal således ikke bruges en tiptabskorrektion og evt. en rodkorrektion. For det tredje er modellen fuldt instationær og modellerer den varierende tidskonstant i induktionen, som er en funktion af lastfordelingen på vingen.

Modellen er koblet til en fjernkølvandsmodel, som er BEM modellen uden tiptabskorrektion og med en reduceret belastning. Beregning af det aerodynamiske arbejde for en vinge i første flapvise modalform giver et lidt lavere arbejde end en standard BEM med dynamisk induktion, altså en lidt lavere dæmpning fra de aerodynamiske kræfter.

Den koblede kølvandsmodel har tre fortrin:

- 1) Fuldt tre-dimensional,*
- 2) Endetabseffekter modelleres direkte og*
- 3) Fuldt instationær*



Figur 3-13 Det aerodynamiske arbejde for én svingning i første flapvise modalform beregnet med den koblede kølvandsmodel og BEM med en standard tidskonstant på 3 i den dynamiske induktion og en helt lav tidskonstant på 0.01 svarende til næsten fuldstændig dynamisk wake.

3.7 Appendix: Bestemmelse af den bundne instationære hvirvelstyrke

Joukowski's relation giver sammenhængen mellem lift og bunden cirkulation for stationær strømning

Den oftest benyttede relation til bestemmelse af den bundne cirkulation der som bekendt giver anledning til en vingesections kraft, l , vinkelret på den lokale strømningshastighed, V , er formuleret af Nikolai Joukowski i 1906 ved relationen

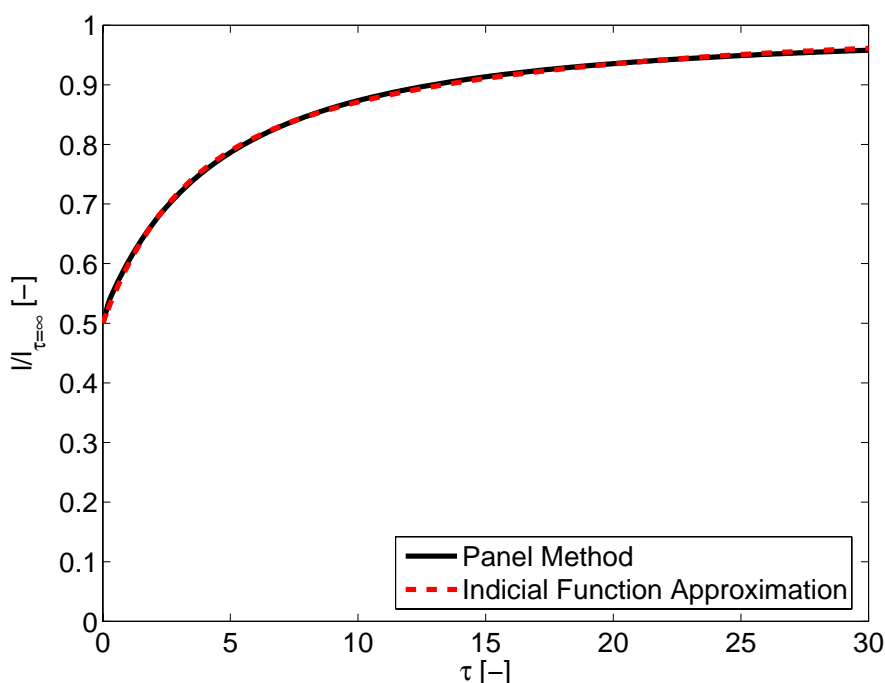
$$l = \rho V \Gamma,$$

hvor ρ angiver fluidens densitet og det er også den ligning der benyttes i den aktuelle model til at bestemme cirkulationen, når opdriiften er givet.

Relationen er udledt under antagelsen af stationære strømningsbetingelser, og gælder derfor strengt taget kun under disse betingelser. Undersøgelser af instationære tilfælde har vist at Joukowski's udtryk ikke er korrekt ved instationære forhold. For at undersøge hvor stor fejlen er ved at benytte Joukowski's udtryk ved bestemmelse af den instationære bundne hvirvelstyrke, betragtes et tyndt, fladt, todimensionalt vingeprofil med korde-længden c i en potentialstrømning med fristrømhastigheden V og densiteten ρ .

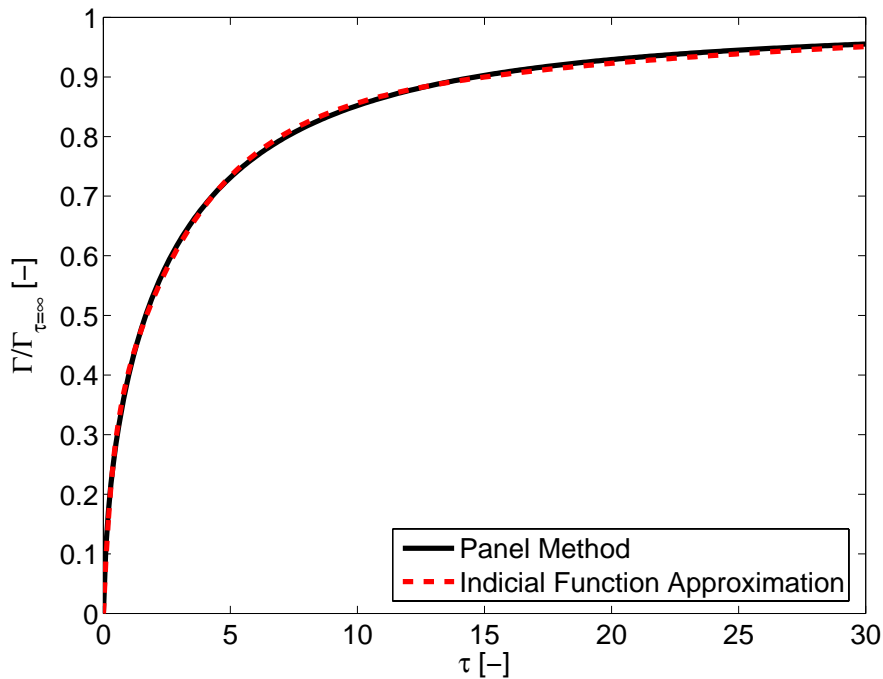
Idet den klassiske potentialstrømningsteori er lineær, kan responset i både lift og bunden hvirvelstyrke til en vilkårlig bevægelse af en profilsektion sammensættes af et uendeligt antal enheds-responskurver vha. Duhamel superposition. Idet approksimationer af enheds-responskurverne udtrykkes ved eksponentialfunktioner muliggøres den beregnings-effektive indicial funktion formulering af løsningen af såvel lift og bunden hvirvelstyrke. På Figur 3-14 og Figur 3-15 er responskurver for lift og bunden hvirvelstyrke vist som funktion af normeret tid for en strømning startet til tiden $\tau=0$. Beregningerne er foretaget med en todimensional panelkode [6], for et uendeligt tyndt profil. Den normerede tid er givet ved $\tau=2tV/c$.

Lift respons for tyndt vingeprofil ved impulsivt startet strømning



Figur 3-14 Lift respons for et uendeligt tyndt profil vist som funktion af normeret tid, τ , for en strømning startet til tiden $\tau=0$.

Bundet hvirvel-
styrke for tyndt
profil ved im-
pulsivt startet
strømning



Figur 3-15 Respons for den bundne hvirvelstyrke for et uendeligt tyndt profil vist som funktion af normeret tid, τ , for en strømning startet til tiden $\tau=0$.

I figurene er også vist de approksimative tre-leds eksponentialudtryk, som bruges i indicial funktion formuleringen af problemet. Som det ses, er eksponentialapproximationerne meget præcise med kun tre led.

For at kvantificere den fejl man begår ved at benytte Joukowski's relation til bestemmelse af den bundne hvirvelstyrke er der for to forskellige instationære strømningssituationer beregnet tidshistorier af både lift og bundet hvirvelstyrke, hvorfra den introducerede fejl er kvantificeret. De undersøgte strømningssituationer er henholdsvis impulsivt startet strømning over tyndt vingeprofil med indfaldsvinkel, og harmonisk pitchende tyndt vingeprofil.

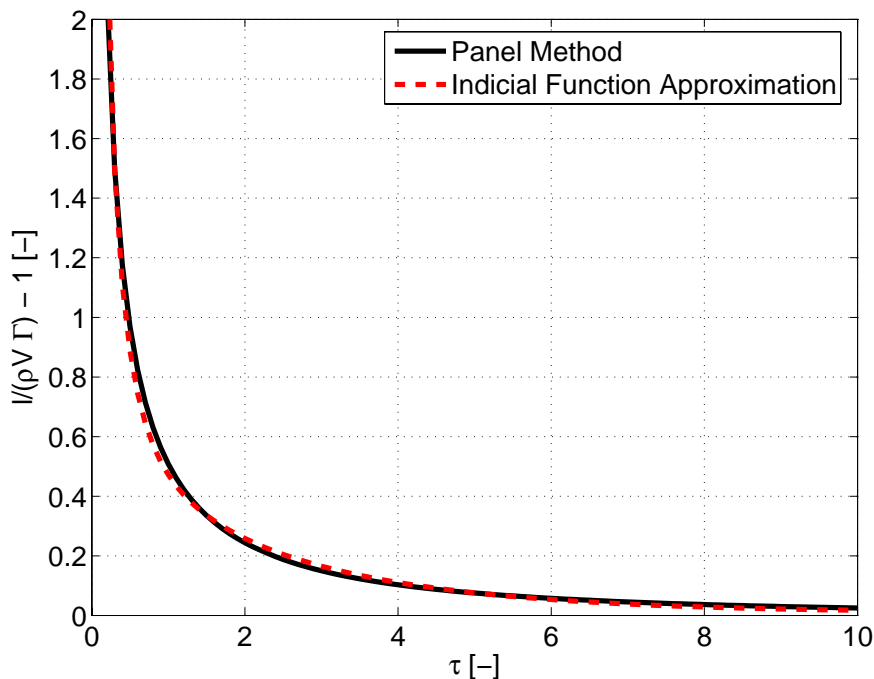
Impulsivt startet strømning over tyndt vingeprofil med indfaldsvinkel

Dette strømningstilfælde kan i henhold til potentialstrømningers linearitet anses for det grundlæggende elementartilfælde for tynde vingeprofiler, idet et vilkårligt respons kan sammensættes af dette ved superposition. Figur 3-16 viser den relative fejl ved bestemmelse af cirkulationen ved Joukowski's udtryk

$$\frac{l/\rho V - \Gamma}{\Gamma} = l/\rho V \Gamma - 1$$

som funktion af normeret tid for dette strømningstilfælde. De viste beregninger er foretaget med både panelkoden og indicial funktion formuleringen. Resultaterne viser god overensstemmelse mellem panel- og indicial funktion approksimations resultatet.

Fejlen begået ved at benytte Joukowski's formel til at bestemme hvirvelstyrken i impulsivt startet strømning



Figur 3-16 Respons for den relative fejl $l/(\rho V \Gamma) - 1$ ved bestemmelse af cirkulationen ved brug af Joukowski's udtryk for et uendeligt tyndt profil vist som funktion af normeret tid for en strømning startet til tiden $\tau=0$. Den fuldt optrukne linie er beregnet med panelmetoden, og den stiplede linie er fra de approksimative tre-leds eksponentialudtryk for lift og bundet hvirvelstyrke.

Det ses, at den relative fejl går imod uendelig for tiden gående mod nul, og at værdien falder hurtigt mode mod nul for stigende τ . Dette betyder at approksimationen ved at anvende Joukowski's udtryk er dårligst til tider tæt ved strømningens start. Af figuren kan aflæses, at approksimationen introducerer fejl mindre end cirka 10% for τ større end 4, svarende til dimensionsbehæftede tider større end $t=2c/V$.

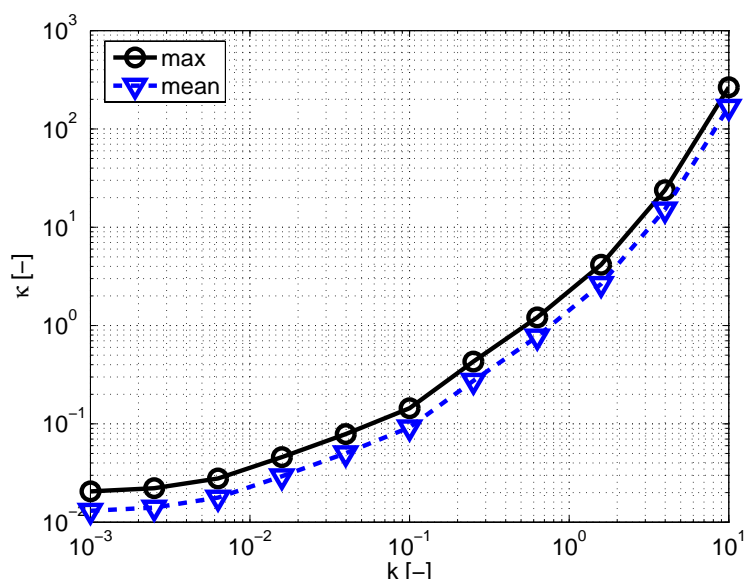
Harmonisk pitchende tyndt vingeprofil

For at opnå et vurderingsgrundlag, som er lettere at anvende end det ovenstående, betragtes nu et tyndt vingeprofil som udfører en harmonisk oscillerende rotationsbevægelse med rotationsaksen i den spanvise retning i profilets $3/4$ kordepunkt. Lift og bunden hvirvelstyrke er beregnet med indicial funktion formuleringen. Resultatet er vist i Figur 3-17, hvor middel og maksimalværdi af størrelsen

$$\kappa = \frac{l/(\rho V) - \Gamma}{\Gamma_{Ampl}}$$

ved periodisk tilstand er vist som funktion af reduceret frekvens, $k=\omega c/(2V)$, hvor ω angiver vinkelfrekvensen af svingningen i radianer per sekund. Størrelsen κ angiver således fejlen ved at anvende Joukowski's udtryk, normeret med amplituden af den bundne hvirvelstyrkes værdi ved periodisk tilstand, Γ_{Ampl} , dvs. en normeret fejl ved bestemmelsen af den bundne cirkulation med Joukowski's udtryk.

Fejlen begået ved at anvende Joukowski's relation for oscillerende vingeprofil



Figur 3-17 Dobbellogaritmisk plot af maksimum og middel fejlen κ , vist som funktion af reduceret frekvens, $k = \omega c / (2V)$, for et tyndt vingeprofil som udfører harmonisk oscillerende bevægelse omkring $3/4$ korde punktet.

Fejlen ved at benytte Joukowski's formel i det instationære tilfælde er lille for svingninger med frekvenser under 1 Hz på en moderne mølle.

Af figuren ses, at fejlen begået ved at anvende Joukowski's formel er stærkt stigende med den reducerede frekvens, og at fejlen er aftagende når den reducerede frekvens går mod nul. Mere interessant er det at notere, at den gennemsnitlige fejl ved bestemmelsen af den bundne hvirvelstyrke for eksempel er ca. 2% for $k=0.01$, ca. 10% for $k=0.1$, og ca. 100% ved $k=0.8$. Oversat til dimensionsbehæftede tal svarende til $3/4$ radius på en vindmølle med 50m vinger, svarer dette til 2% fejl ved svingningsfrekvensen 0.1 Hz, 10% fejl ved 1.1 Hz, og 100% fejl ved 8.8 Hz. Fejlen ved en given frekvens falder ud mod rotor tippen, idet den relative strømningshastighed stiger.

På baggrund af denne undersøgelse konkluderes det, at den fejl man begår ved at benytte Joukowski's formel til bestemmelse af den bundne hvirvelstyrke er lille, såfremt frekvensen af de svingninger der bliver simuleret er under størrelsesordenen 1 Hz på en moderne mølle.

3.8 Referencer

- [1] Beddoes, T.S. "A Near Wake Model". Aerodynamics and Aeroacoustics National Specialist Meeting. Papers and discussion, February 1987.
- [2] Theodorsen, T. "General Theory of aerodynamic instability and the Mechanism of Flutter". NACA Report 496, 1935.
- [3] Leishman, J.G. and Beddoes, T.S. "A generalized model for unsteady aerodynamic behaviour and dynamic stall using the indicial method". 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington, DC, 1986.
- [4] Leishman, J.G. "Principles of Helicopter Aerodynamics". Cambridge University Press, Cambridge, 2000.
- [5] Madsen, H.A. and Rasmussen, F. "A Near Wake Model for Trailing Vorticity Compared with the Blade Element Momentum Theory". Wind Energy, 2004, 7, pp. xx-xx.
- [6] Gaunaa, M. "Unsteady Aerodynamic Forces on NACA0015 Airfoil in Harmonic Translatory Motion". Ph.D. Thesis, Dept. Mech. Eng., DTU, 2002. MEK-FM-2002-02.

4 Afklaring af usikkerhed på beregning af tårnlaster

Kenneth Thomsen, Erik R. Jørgensen, Erik Carl Miranda¹

Tidligere beregninger har indikeret, at der er stor forskel i simulerede dynamiske tårnlaster dels imellem forskellige aeroelastiske koder, dels ved brug af forskellige parametre i og input til den samme kode. F.eks. har en undersøgelse vist, at der kan opnås betydelige (op mod 50 %) forskelle i tårnlasterne ved brug af forskellige turbulensmodeller i samme aeroelastiske model.

Usikkerhed på tårnlaster fra forskellige aeroelastiske modeller

Tårnlasterne vil afhænge meget af den effektive aeroelastiske dæmpning, og det kan tænkes, at der er en størrelseseffekt som betyder, at dette forhold bliver vigtigere i fremtiden. Årsagen er, at kombinationen af større møller (lavere omdrejningstal, lavere tårnfrekvenser) og variabelt omdrejningstal bevirker, at der efterhånden er en stor risiko for, at der kan opstå u hensigtsmæssige sammenfald af egenfrekvenser og excitationfrekvenser – resulterende i store laster. Såfremt den aeroelastiske dæmpning er lav vil det betyde, at følsomheden for modelparametre er højere, og at det dermed er vigtigt at modellere de betydende dele (dvs. både aerodynamiske og strukturdynamiske) korrekt.

Det er målet med denne undersøgelse, at etablere en status for aeroelastisk simulering af tårnlaster – og dermed på sigt bidrage til at identificere og forbedre de delmodeller, der har størst indflydelse på de beregnede tårnlaster.

Det specifikke formål er at undersøge de aeroelastiske modeller FLEX5 og HAWC især med henblik på beregnede tårnlaster – og at afklare om der er *modelmæssige* forskelle som giver anledning til forskelle i de beregnede tårnlaster.

4.1 Forudsætninger for undersøgelsen

Der er foretaget en detaljeret sammenligning af beregnede tårnlaster for en konkret multi-MW vindmølle. Laster er sammenlignet for FLEX5[1],[2] og HAWC[3] og både størrelsen og karakteren af tårnlasterne, samt øvrige dynamiske laster på møllerne er undersøgt.

Undersøgelsen er baseret på en specifik Vestas 2 MW mølle som er modelleret i HAWC ud fra en FLEX5 model stillet til rådighed af Vestas. Resultaterne er i princippet kun gyldige for netop den specifikke mølle som undersøgelsen har fokuseret på, men det vurderes at tendenserne i delundersøgelserne er generelt gyldige for mølletypen.

En konkret MW mølle undersøges

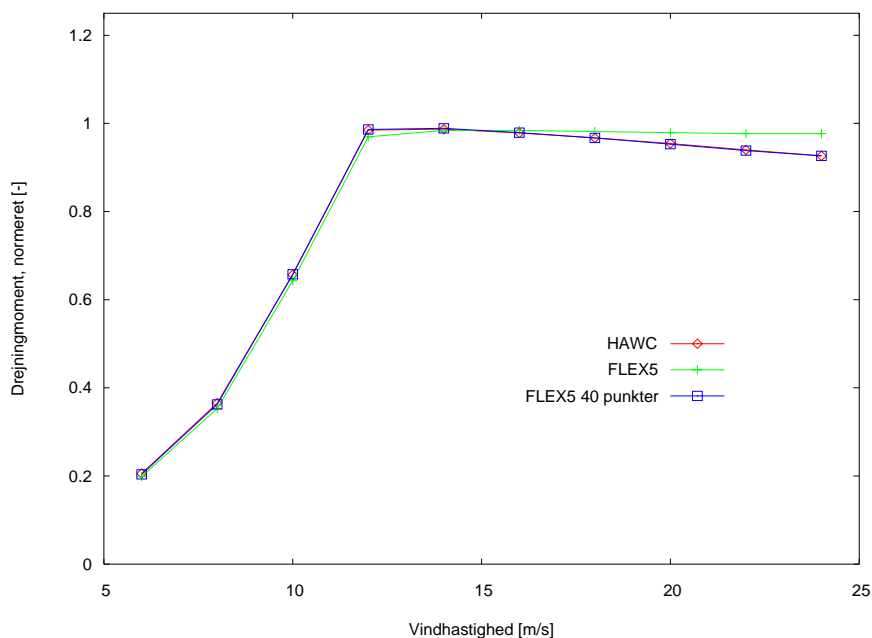
Undersøgelsen er gennemført ved at undersøge de enkelte elementer i en aeroelastisk model, startende med aerodynamikken og derefter at øge kompleksiteten frem mod en fuld aeroelastisk model med turbulent inflow og med modellering af styring.

4.2 Sammenligning af aerodynamik i FLEX5 og HAWC

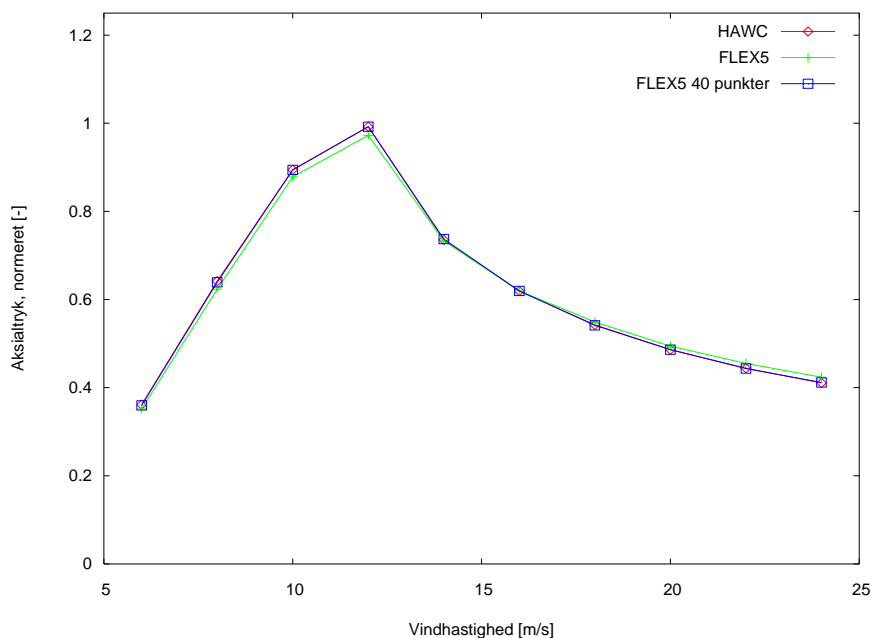
Både HAWC og FLEX5 benytter sig af Blade Element Momentum (BEM) modellen til beregning af de aerodynamiske laster. For at undersøge implementeringen af denne model i de to koder er der foretaget en række beregninger med aerodynamik modellen alene. Beregningerne er foretaget med samme foreskrevne pitchvinkel og omdrejningstal. Resultaterne er vist som drejningsmoment i Figur 4-1 og aksialtryk i Figur 4-2. Som

¹ Vestas A/S

nævnt i indledningen er HAWC modelleringen foretaget ud fra en allerede eksisterende FLEX5 model af møllen. I en sådan konvertering benyttes typisk de eksisterende beregningspunkter (strukturelle og aerodynamiske) i FLEX5 til placering af elementernes knuder i HAWC. Derved opnås et væsentligt højere antal aerodynamiske beregningspunkter i HAWC, idet der i denne model er 3 aerodynamiske beregningspunkter for hvert strukturelement. I sammenligningen er der derfor også medtaget en FLEX5 beregning med et forøget antal (40) punkter i aerodynamikken.



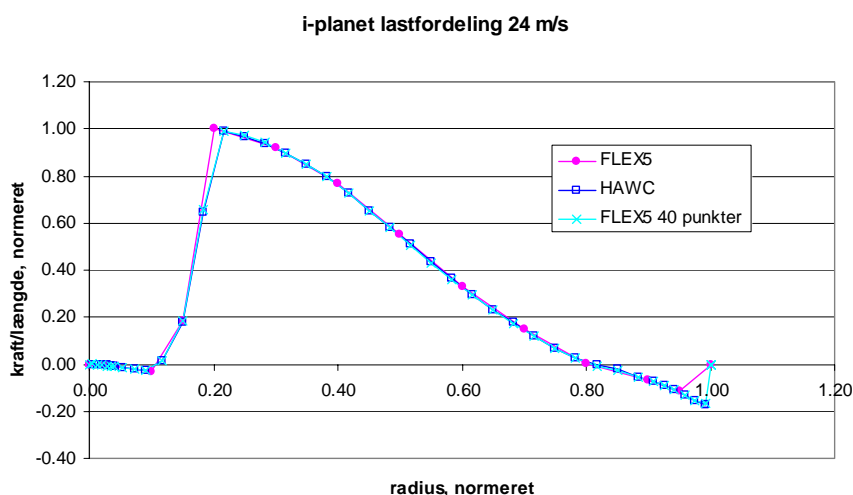
Figur 4-1 Sammenligning af drivmoment for HAWC og FLEX5. FLEX5 beregningerne er foretaget med to forskellige opløsninger.



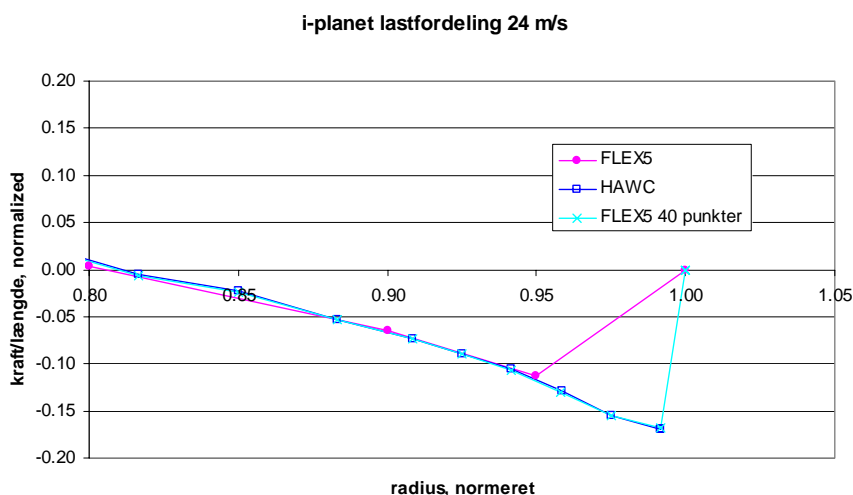
Figur 4-2 Sammenligning af aksialtryk for HAWC og FLEX5.

Resultaterne viser tydeligt, at det har stor betydning, at antallet af punkter er tilstrækkeligt stort – eller rettere at punkterne er placeret rigtigt i forhold til gradienter i lastfordelingen. Dette er undersøgt i detaljer i Figur 4-3 til Figur 4-6, hvor den radiære lastfordeling ved 24 m/s er sammenlignet for de samme beregninger. Af disse resultater ses det tydeligt, at beregningspunkterne i den oprindelige FLEX5 model ikke er placeret hensigtsmæssigt for den yderste del af vingen. Ved høj vind bidrager de aerodynamiske kræfter ved tippen med et negativt (bremsende) drejningsmoment og en fremadrettet (mod vinden) belastning ud af planet. For at modellere dette korrekt er det nødvendigt med en placering af aerodynamiske punkter ved tippen som passer med gradienterne i lastfordelingen.

Placeringen af aerodynamiske beregningspunkter er vigtig

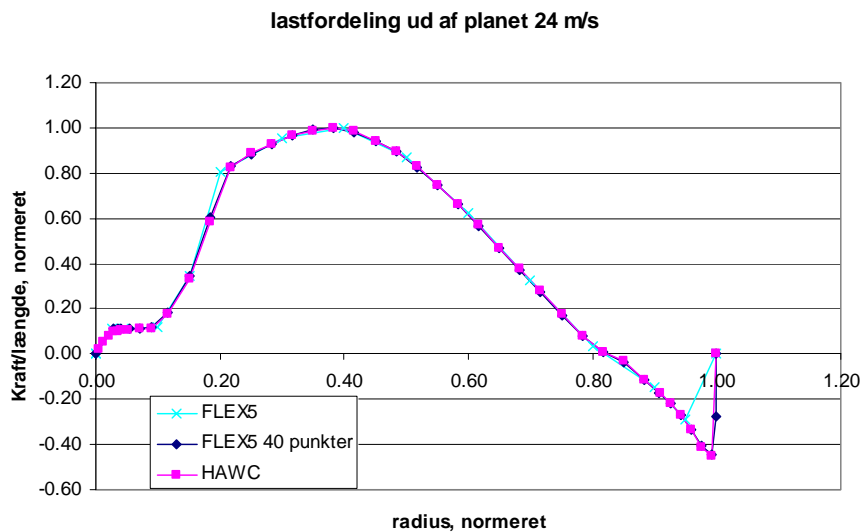


Figur 4-3 Radiær fordeling af laster i rotorplanet.

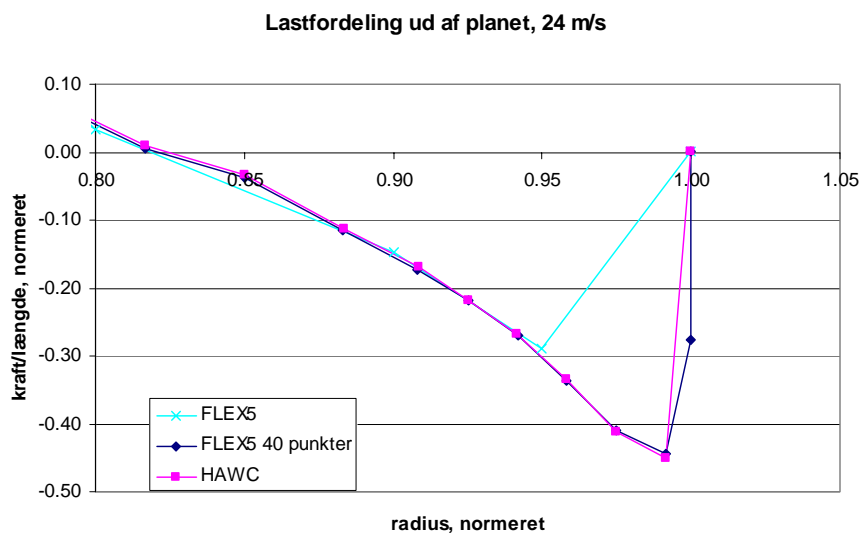


Placeringen af aerodynamiske beregningspunkter ens er resultaterne ens

Figur 4-4 Som forrige figur, detalje.

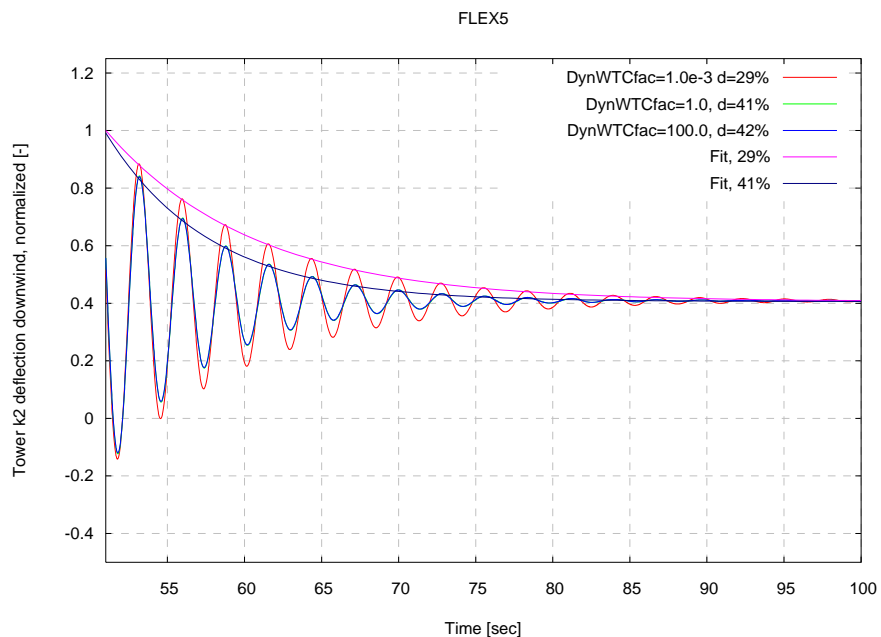


Figur 4-5 Radiær fordeling af laster vinkelret på rotorplanet.

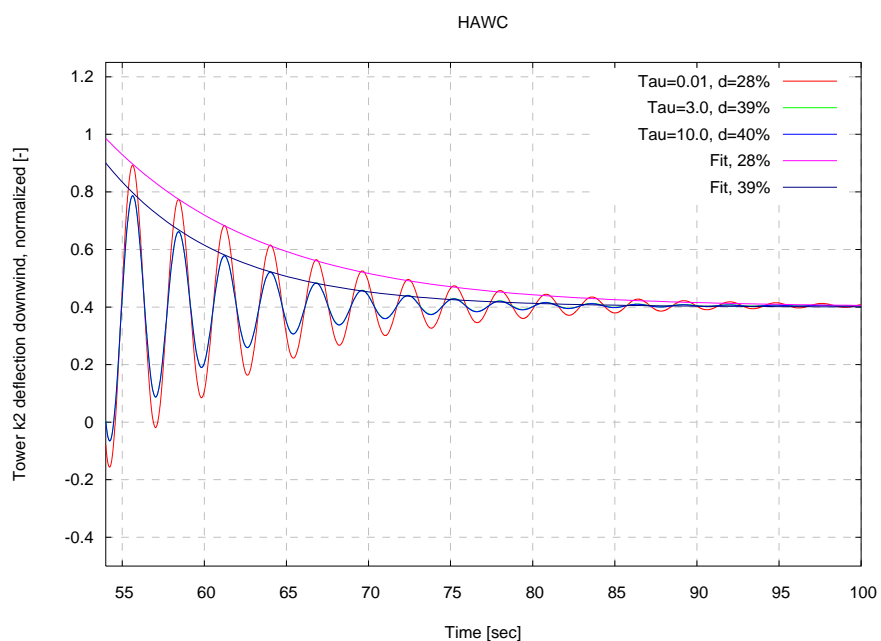


Figur 4-6 Som forrige figur, detalje.

Dynamikken i aerodynamikken (den dynamiske wake) vil have betydning for en tårnsvingning i vindretningen og denne er sammenlignet for de to modeller ved 6 m/s i Figur 4-7 og Figur 4-8. Her er der regnet med et fleksibelt tårn (kun i vindretningen) og møllen er exciteret med en periodisk kraft i en periode. Figurerne viser forløbet af tårntopudbøjningen ved ophør af excitationen, hvor der er beregnet en effektiv dæmpning. For begge modeller er der regnet med tre forskellige tidskonstanter i den dynamiske wake model. Den normale tidskonstant svarer til parameteren $\text{DynWTCfac}=1.0$ i FLEX5 og $\text{Tau}=3.0$ i HAWC. Udover denne er der regnet for en lille værdi af disse faktorer – svarende til en øjeblikkelig opdatering af induktionen, samt for en høj værdi – svarende til en fast induktion, hvor induktionen fra forrige tidsskridt benyttes uændret i næste tidsskridt.



Figur 4-7 Udklingning af tårntopudbøjning i FLEX5, 6 m/s.



*Den effektive
aerodynamiske
dæmpning er
ens i FLEX5 og
HAWC*

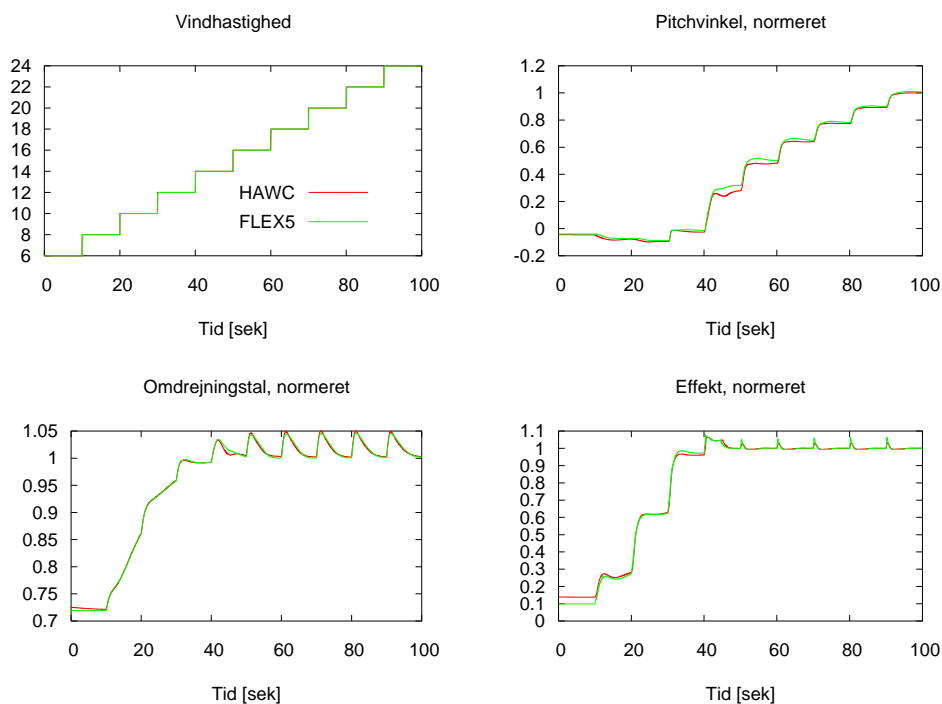
Figur 4-8 Udklingning af tårntopudbøjning i HAWC, 6 m/s.

Resultaterne viser, at der er god overensstemmelse imellem modellerne. Det er karakteristisk for begge modeller, at der kun er en meget lille forskel imellem den normale tidskonstant og den høje tidskonstant (en ændring fra hhv. 41% til 43% og fra 39% til 40%), mens den lave værdi af tidskonstanten for begge modeller giver anledning til en betydelig reduceret dæmpning (28% og 29%). En sammenligning ved 20 m/s – hvor omdrejningstallet og pitchvinklerne er væsentligt ændrede – har vist tilsvarende resultater.

4.3 Respons med styring

Et vigtigt element i en komplet aeroelastisk simulering er styringsmodellen, som kan interagere med aerodynamikken og strukturdynamikken og derigennem ændre den aeroelastiske dæmpning. For at reducere usikkerheden i styringsmodellen er der i HAWC implementeret en styring identisk med den benyttede i FLEX5. Der er dog fortsat mindre forskelle i tabsmodelleringen i generatoren, selve generatormodellen (primært vedrørende filtrering af omdrejningstallet) og i pitchaktuatormodellen. Resultatet af en step-responsberegning er vist i Figur 4-9, hvor de nævnte mindre forskelle i modellerne kan forklare de observerede forskelle i respons.

*Samme styring
er implemente-
ret*

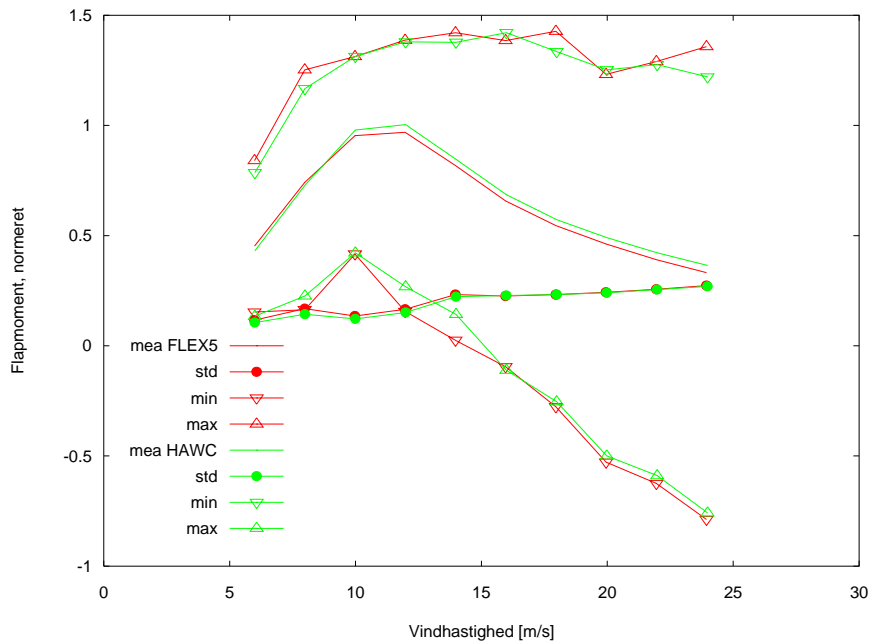


Figur 4-9 Steprespons for stiv mølle i HAWC og FLEX5.

Der er foretaget en række tidssimuleringer med den implementerede styring for en stiv mølle med turbulent vindinput. Den benyttede turbulensmodel er den ofte benyttede model i FLEX5, programmet Vindsim7, som er baseret på en Shinozuka & Jan modeltype[4],[5]. Der er antaget en longitudinal turbulensintensitet på 20 % for alle vindhastigheder.

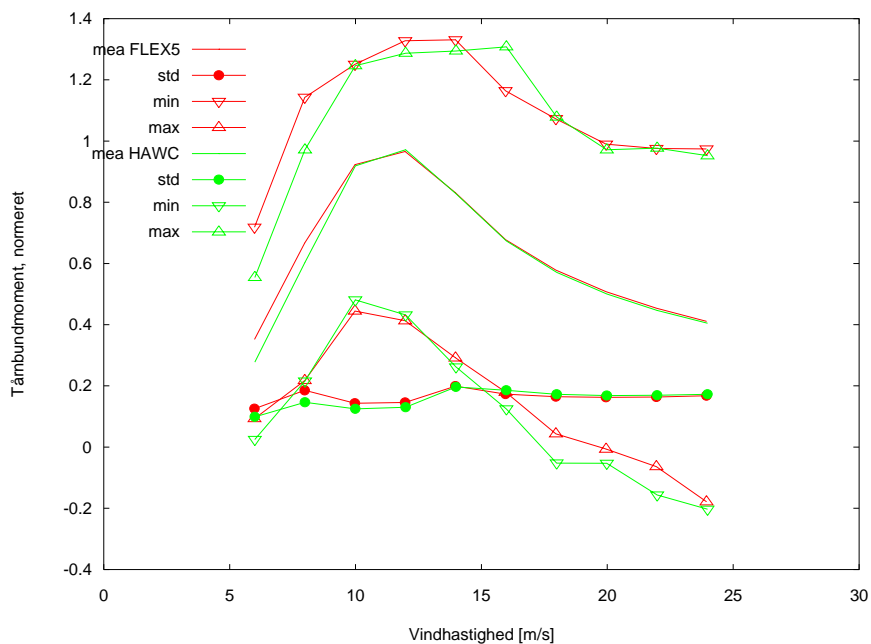
Resultaterne er vist i Figur 4-10 og Figur 4-11, som statistikværdier af to signaler: flapvis bladrodsmoment og tårnbundmoment i langsgående retning.

Der ses en ganske fin overensstemmelse imellem de beregnede laster for de to modeller. Ekstremværdierne varierer på grund af de tidligere nævnte forskelle i styringsimplementeringen. Ved lave vindhastigheder ses en forskel imellem standardafvigelsen for de to modeller for begge lastsignaler. Denne forskel skyldes sandsynligvis forskellen i tabsmodellering i generatoren, hvilket resulterer i en mindre forskel i det påsatte generatormoment. Dermed er der også forskel i omdrejningstal, hvilket påvirker netop de viste lastkomponenter. Ved højere vindhastigheder er der en god overensstemmelse imellem de beregnede laster.



Figur 4-10 Statistik for flappmoment. Møllen er regnet helt stiv.

Simuleringer på en stiv mølle giver overensstemmende resultater



Figur 4-11 Statistik for tårnbundmoment. Møllen er regnet helt stiv.

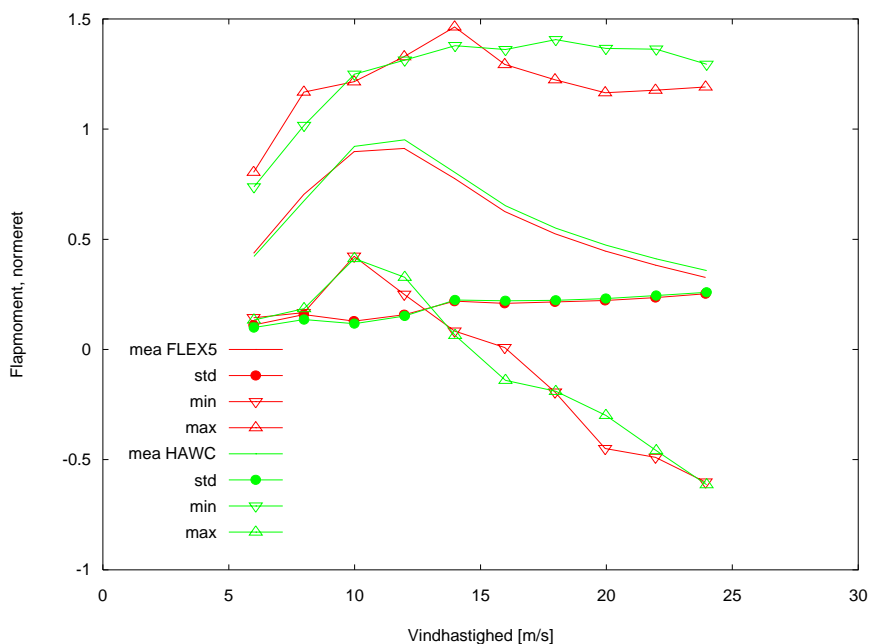
4.4 Respons for fleksibel mølle

Den vigtigste forskel imellem FLEX5 og HAWC er i strukturmodelleringen, hvor der er benyttet forskellige modelleringsmetoder. Hvor FLEX5 overvejende er en modal metode er HAWC baseret på en Finite Element model med bjælkeelementer.

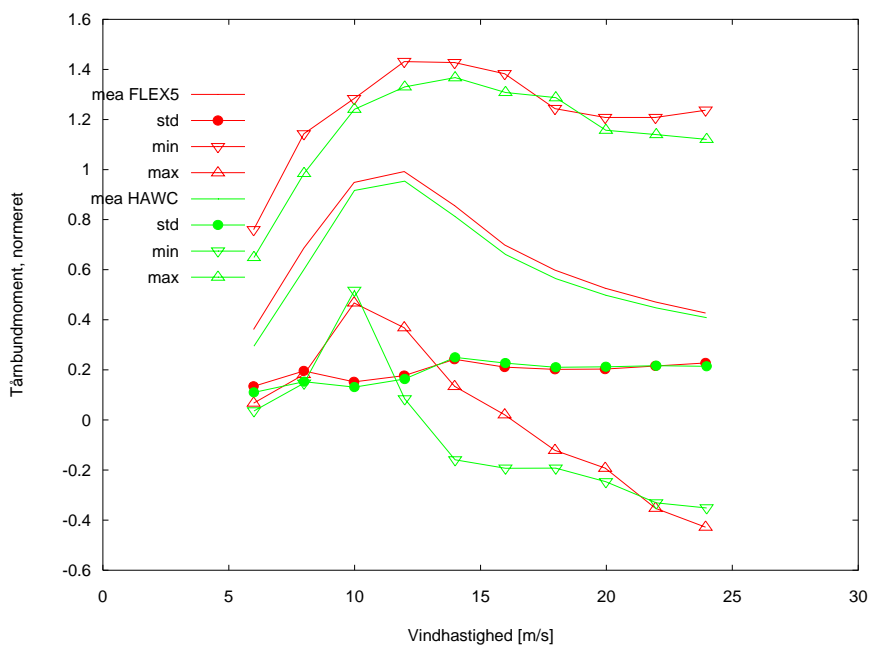
Med udgangspunkt i strukturdata benyttet i FLEX5 modellen er der foretaget en modellering i HAWC og der er foretaget en mindre justering af de strukturelle inputdata for at opnå en god overensstemmelse imellem beregnede egenfrekvenser og dæmpninger ved stilstand. Det har ikke været muligt at opnå en fuldstændig overensstemmelse imellem

disse, især er der forskel imellem frekvenserne for de koblede kantvise svingningsformer (størrelsesordenen 10 %) ved stilstand. Denne forskel vurderes ikke at være væsentlig for sammenligningen af beregnede tårnlaster.

Simuleringer på en fleksibel mølle giver også pæn overensstemmelse



Figur 4-12 Statistik for flapmoment. Møllen er regnet fleksibel.



Figur 4-13 Statistik for tårnbundmoment. Møllen er regnet fleksibel.

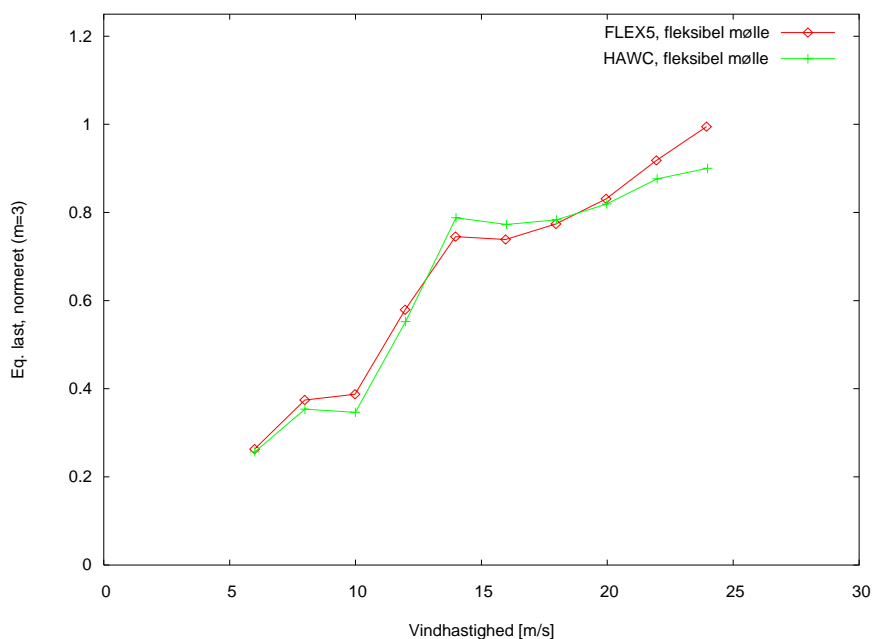
Resultaterne for den fleksible mølle er vist i Figur 4-12 og Figur 4-13 og igen ses kun mindre forskelle. Forskellen i ekstremværdierne er større end for tilfældet med den stive mølle, især er minimumsværdierne for tårnbundmomentet reduceret for HAWC beregningerne i forhold til FLEX5 beregningerne ved 12-16 m/s. Dette har relation til forskellen imellem generatormodel når den fleksible mølle udsættes for varierende vindinput. I netop dette vindhastighedsområde opererer møllen ved nominel effekt det meste af tiden,

men ved fald i vindhastighed vil effekten falde, hvilket giver anledning til en reduktion i netop tårnbundmoment. Selv mindre forskelle i generatormodelleringen kan forårsage relativt store forskelle i denne momentreduktion.

En anden forskel imellem tilfældet med den stive mølle og den fleksible mølle er forskellen imellem middelværdi af tårnbundmomentet, som for den fleksible mølle er forskellig for de to modeller. Denne forskel skyldes at lasterne integreres op i det deformerede koordinatsystem i FLEX5, mens de integreres op i det ikke-deformerede koordinatsystem i HAWC.

Forskel i lastintegration i de to modeller

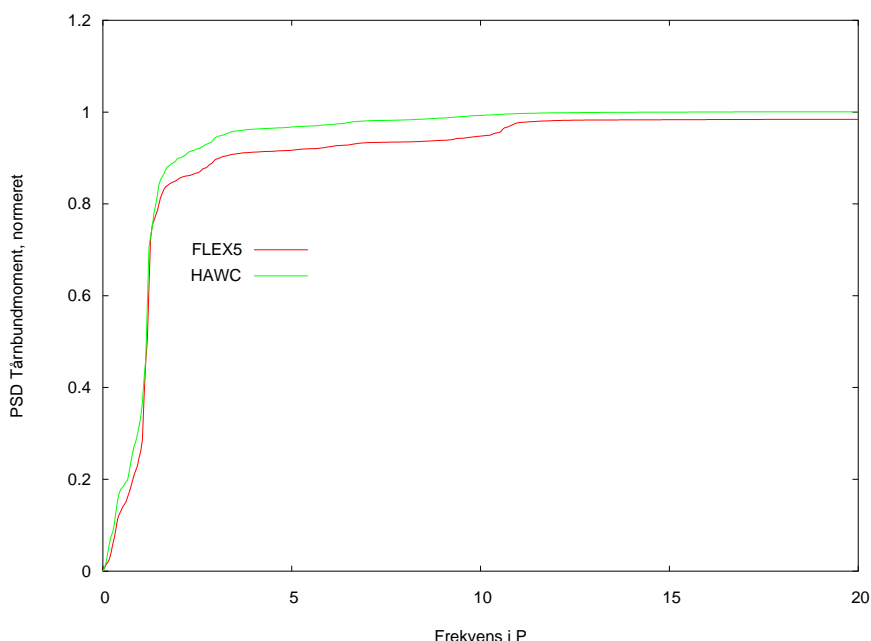
De tilsvarende udmattelseslaster er sammenlignet i Figur 4-14 og her ses en fin overensstemmelse for de to modeller. Den største forskel kan ses for 24 m/s og denne er ca. 10 %.



Største forskel i udmattelseslaster er under 10%

Figur 4-14 Udmattelseslaster for tårnbundmomentet. Wöhlerkurve-exponenten er 3.

I Figur 4-15 er de integrerede powerspektre for 24 m/s vist for de to modeller. Her ses mindre forskelle i energiniveauet for frekvenser under tårnegenfrequensen (1.3 P) og for en frekvens omkring 10P. FLEX5 lasten integrerer op til en lavere værdi end i HAWC selvom ækvivalentlasten i Figur 4-14 er højere for FLEX5. Dette skyldes, at der til beregning af de akkumulerede powerspektre kun er benyttet et udsnit af den komplette tidsserie, mens hele tidsserien ligger til grund for udmattelseslasten. Der er generelt en god overensstemmelse imellem de to powerspektre.



Figur 4-15 Akkumuleret powerspektrum for tårnbundmomentet ved 24 m/s.

4.5 Konklusion

Undersøgelsen har vist, at der ikke er modelforskelle af betydning for de beregnede tårnlaster for den pågældende mølle.

Aerodynamik sammenligningen viser, at der ikke er nogen signifikant forskel imellem den implementerede blad-element-momentum model i HAWC og FLEX5 – men det er af afgørende betydning at antallet og placeringen af aerodynamiske beregningspunkter tilpasses den lastfordeling, som søges opløst. For den undersøgte mølle er der ikke observeret nogen betydelig forskel imellem de instationære aerodynamikmodeller.

Aeroelastiske simuleringer med styring har vist nødvendigheden af, at præcist samme styringsalgoritme implementeres.

Tidligere observerede forskelle imellem laster beregnet med de to aeroelastiske modeller kan skyldes forskelle i inputs, f.eks. at der er benyttet forskellige turbulensmodeller eller forskel i antagelserne i de aerodynamiske/strukturelle inputdata.

Den vigtigste forskel imellem delmodellerne i de to aeroelastiske modeller er modelleringen af strukturen. For den aktuelle mølle har denne forskel ikke medført væsentlige forskelle i beregningsresultaterne. Det kan dog ikke afvises, at andre møllekoncepter eller designs kan medføre en større forskel i beregnede laster.

4.6 Referencer

- [1] Øye, S., FLEX4 Simulation of Wind Turbine Dynamics. In: State of the art of aeroelastic codes for wind turbine calculations. 28. Meeting of experts, Lyngby (DK), 11-12 Apr 1996. Maribo Pedersen, B. (ed.), (Technical University of Denmark. Department of Fluid Mechanics, Lyngby, 1996)
- [2] Øye, S. FLEX5. Short description for Flex4 users. Unpublished.
- [3] Thirstrup Petersen, J., The aeroelastic code HawC - model and comparisons. In: State of the art of aeroelastic codes for wind turbine calculations. 28. Meeting of experts, Lyngby (DK), 11-12 Apr 1996. Maribo Pedersen, B. (ed.), (Technical University of Denmark. Department of Fluid Mechanics, Lyngby, 1996)

-
- [4] Shinozuka & Jan. Digital Simulation of Random Processes and its Application. J. of Sound and Vibration, vol. 25, No. 1, 1972.
- [5] Veers, P. S. Three-Dimensional Wind Simulations. Sandia Report SAND-0152, 1988.

5 Modellering af pitchmoment på fleksible vinger med stor udbøjning

Torben Juul Larsen, Anders Melchior Hansen, Mac Gaunaa

Beregningsmæssigt er pitchmomenter samt vridning af vingen krævende at foretage korrekt med alle vigtige effekter inkluderet for møller med fleksible vinger. Dette skyldes, at de væsentligste lastbidrag hidhører fra effekter af store udbøjninger. Placering af shearcenter væk fra det elastiske center giver vridning af vingen. Flap- og kantlaster giver de væsentligste bidrag til pitchmoment, når vingen er udbøjet. Ligeledes har inertilaster for vingen i udbøjet tilstand stor betydning. Disse effekter har tidligere været undersøgt i det Aeroelastiske Forskningsprogram [1], men effekter af inertilaster fra selve pitchbevægelsen har hidtil været udeladt. Torsionsinertimomentet øges mærkbart, når vingen er i udbøjet tilstand. Her kan det nævnes, at for en pitch-aktuator vil den nødvendige kraft til at foretage styring af vingedrejningen være anderledes hvad enten vingen er udbøjet eller ej.

For pitchregulerede møller, hvilket indbefatter de fleste moderne store møller, foretages den aeroelastiske modellering af styringen ved at regulatorenheden giver pitchreferencen til en pitchservo, der foretager en kontinuert drejning af vingen.

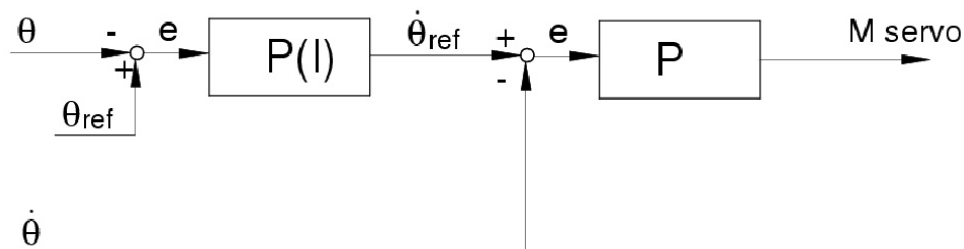
Dette kapitel beskriver forbedring af modelleringen af frihedsgraden for selve pitchsystemet i HAWC2 [2], da denne aeroelastiske kode i forvejen har medtaget torsionsinerti, og modellerer såvel statiske såvel som dynamiske effekter af store udbøjninger. Pitch-aktuator-modelleringen er formuleret, således at der foreskrives et vingedrejningsmoment i pitchvinkel-frihedsgraden ud fra aktuelle størrelser af pitchvinkel, pitchhastighed og ønsket pitchvinkel.

Forbedring af modellering af pitchsystemet i HAWC2 beskrives i dette kapitel

Betydningen af den mere korrekte pitchaktuator-modellering undersøges ved aeroelastiske beregninger på en pitchreguleret mølle med fleksible vinger.

5.1 Modellering af pitchaktuator

For at opnå en mere fysisk korrekt modellering af pitchaktuator-mekanismen i en vindmølle, er der opstillet en model, således at den fuldt dynamiske kobling kan simuleres. I modelleringen er vingerne lejret i foreløbigt friktionsløse lejer og pitchningen af vingen foregår ved at et aktuatormoment påtrykkes. Aktuatormomentet modelleres ved to proportional (P) reguleringer i kaskadekobling [3], som vist i Figur 5-1.



Figur 5-1: Simulering af pitchaktuatormomentet vha. to P reguleringer i kaskade.

Den første P regulator giver den ønskede vinkelhastighed af pitchmekanismen, $\dot{\theta}_{ref}$, ud fra den aktuelle pitch, θ , samt den ønskede pitch, θ_{ref} . For at sikre, at den integrerede fejl

En model for pitch-aktuator-momentet er formuleret som to P-reguleringer i kaskade.

ikke bliver for stor, dvs. for at undgå et systematisk offset i pitchvinklen, f.eks. fra det aerodynamiske moment, er der indført et lille integralled i den første regulator. Integralleddets størrelse sættes så lille at systemets dynamiske respons ikke ændres nævneværdigt, men så man undgår et systematisk offset i pitchvinklen. Ud fra den ønskede vinkelhastighed, $\dot{\theta}_{ref}$, fra den første regulator og den faktiske vinkelhastighed, $\dot{\theta}_{ref}$, giver den anden P regulator det servomoment, M_{servo} , som vingen skal pitches med. Herefter løses bevægelsesligningerne for det fulde system, med servomomentet påtrykt. I modellen er der mulighed for at begrænse de absolutte størrelser af reference pitchvinklen, pitchhastigheden og pitchaktuatormomentet. Ved tuning af reguleringsenheden følges et fast skema, hvor først den indre P-regulering tunes, og dernæst den ydre P(I)-regulering.

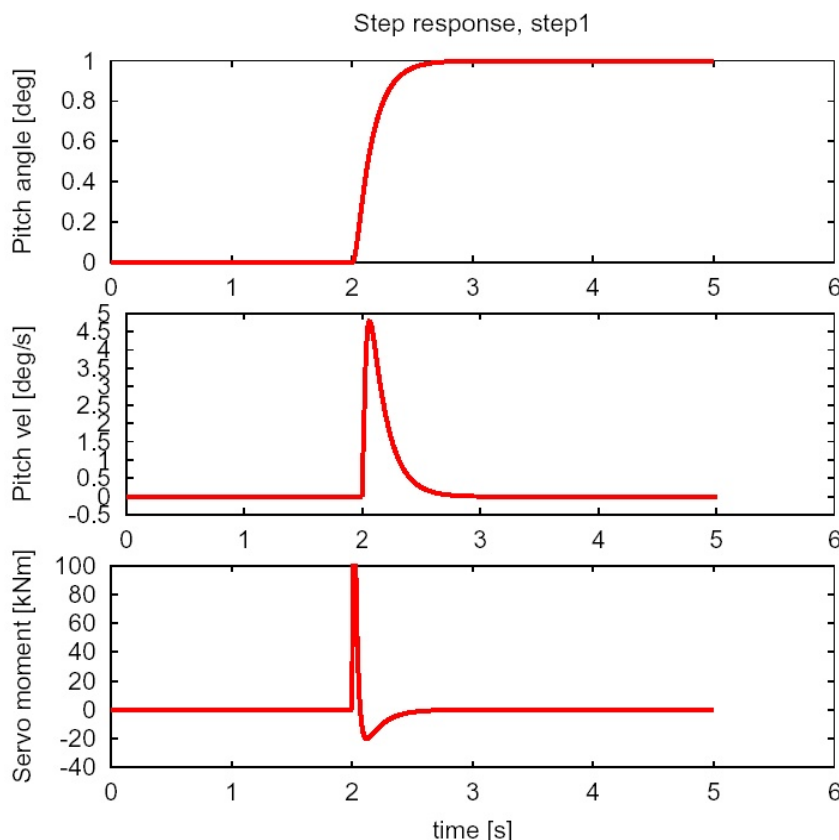
5.2 Test af pitchaktuator modellen

For at teste pitchaktuator modelleringen, er denne testet i et separat program, hvor bevægelsesligningen for et simpelt system bestående af et stift legeme med intertimomentet I, den beskrevne pitchaktuator model, samt et ydre moment løses. Dette system beskrives ved ligningen

$$I\ddot{\theta} = M_{servo} + M_{ydre}$$

I det første eksempel er det ydre moment nul, $M_{ydre}=0$, og reference pitchvinklen, θ_{ref} , er nul indtil $t=2$ s, hvorefter referencevinklen sættes til $\theta_{ref} = 2^\circ$. Figur 5-2 viser responset af pitchvinkel, pitchvinkelhastighed og servomoment som funktion af tiden ved et maksimalt aktuatorservomoment på 100 kNm.

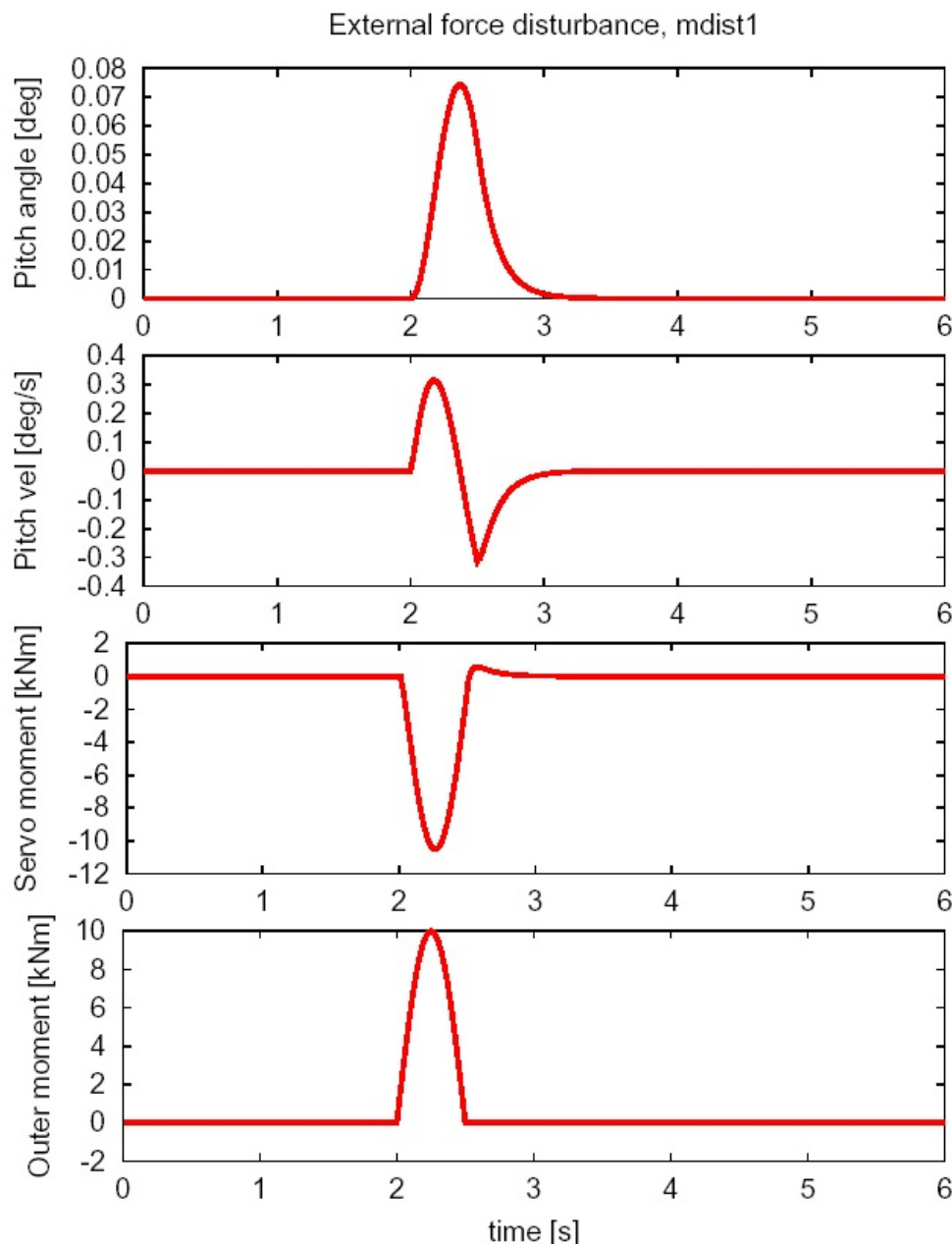
Test af pitch-aktuator-model ved et step på 2° med det ydre moment sat til nul.



Figur 5-2: Test af simpelt pitchaktuator system ved step i θ_{ref} på 2° med 100 kNm maksimum servomoment. $M_{ydre}=0$. Pitchvinkel, pitchhastighed, og servomoment er vist som funktion af tiden.

Det ses, at responset har det forventede udseende. Pitchhastigheden får hurtigt en høj værdi, som falder idet den aktuelle pitch nærmer sig reference-pitchværdien. Servomomentet antager hurtigt maksimalværdien ved steppets start, men aftager hurtigt, og skifter fortegn idet systemet skal decelereres ved den nye reference-pitchvinkel.

I det andet eksempel undersøges systemets respons til et påsat ydre moment fra tiden $t=2$ s, med reference-pitchvinklen 0° .



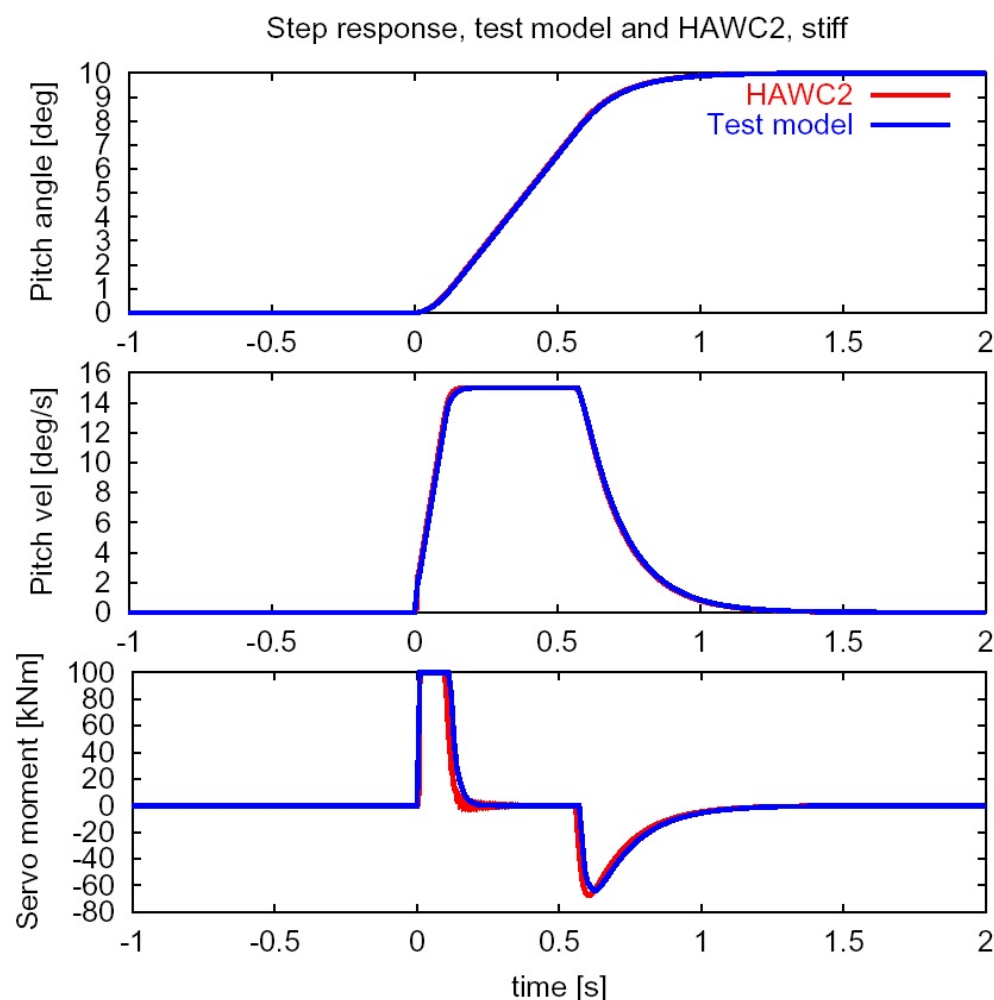
Test af pitch-aktuator-model med reference-vinkel 0° med et påtrykt ydre moment efter 2 sekunder.

Figur 5-3: Test af simpelt pitchaktuator system ved påsat ydre moment fra tiden $t=2$ s. Referencevinklen er $\theta_{ref} = 0^\circ$. Pitchhastighed, servomoment og ydre moment er vist som funktion af tiden.

Figur 5-3 viser pitchvinkel, pitchvinkel hastighed, servomoment, og ydre moment som funktion af tiden. I tiden umiddelbart efter det ydre moment bliver påsat, ses, at både pitchhastigheden og pitchpositionen øges. Størrelsen af servomomentet, der bliver påsat for at styre pitchvinklen mod nul ses at overstige det ydre moments størrelse. Dette sker fordi servo momentet ud over at skulle overkomme den påsatte ydre kraft også skal tage

hånd om de inertikræfter, der skal til for at styre pitchvinklen til nul. Disse to simple tests af pitchaktuator-modellen viser, at den opfører sig fysisk plausibelt.

For at teste implementeringen af pitchaktuator-modellen i den aeroelastiske kode *HAWC2*, er den simple testmodel holdt op mod tilsvarende resultater i *HAWC2*.



Test af pitch-
aktuator-model i
HAWC2 sam-
menlignet med
simpel test-
model.

Figur 5-4: 10° pitchvinkel step response simuleret med *HAWC2* og den simple test model uden ydre kræfter med 100 kNm maksimum servo moment og 15%/s maksimum pitch hastighed. Pitchvinkel, pitchhastighed og servomoment er vist som funktion af tid.

Figur 5-4 viser sammenligningen mellem et 10° pitchvinkel step-response simuleret med *HAWC2* og den simple testmodel uden ydre kræfter. Desuden er der sat et maksimum servo moment på 100 kNm, samt maksimum pitchhastighed på 15%/s. Pitchvinkel, pitchhastighed og servomoment er vist som funktion af tiden. Igen ses, at responset svarer til hvad der er fysisk forventeligt. Servo momentet går hurtigt til sin maksimal værdi, hvor den forbliver indtil vingens hastighed når maksimalværdien for pitchhastigheden, hvor der ikke længere er brug for mere moment. Idet vingen er tilstrækkeligt tæt ved reference-pitchvinklen bruges servo-pitchmomentet til at bremse hastigheden ned til nul ved den ønskede reference. Det ses, at overensstemmelsen mellem test koden og *HAWC2* er god. Årsagen til den lille afvigelse i servomoment responset skyldes en lille afvigelse mellem inertimomentet i den simple model og det effektive inertimoment i *HAWC2*-beregningen.

5.3 Pitch step respons for 2MW mølle

Pitch-step-responset for en 2MW PRVS mølle med 80m diameter rotor er undersøgt i HAWC2 for 2° step i reference-pitchvinkel. Møllen kører ved 10 m/s med uniformt vindfelt ved konstant omdrejningstal, samt med påsat tyngdekraft. Der er undersøgt fire forskellige konfigurationer:

- Ingen servo, fleksible vinger
- Stiv servo, stive vinger
- Stiv servo, fleksible vinger
- Blød servo, fleksible vinger

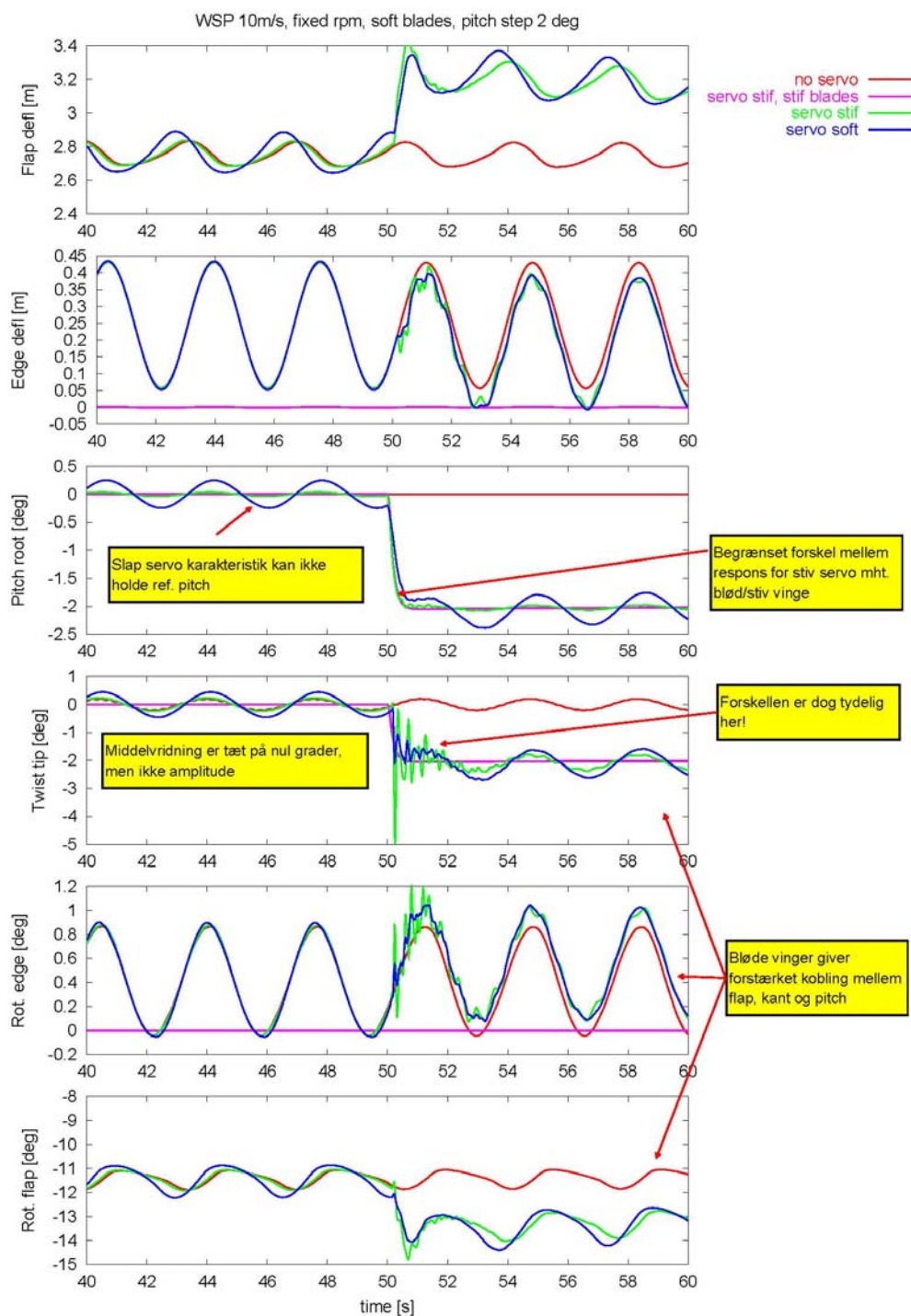
Fire forskellige konfigurationer af en mølle med en rotordiameter på 80m undersøges.

Konfigurationerne med fleksible vinger svarer til typiske vindmøllevinger på møller af den pågældende størrelse, hvorimod de stive vinger er simuleret ved at indsætte meget høj stivhed af vingerne, svarende til uendeligt stive vinger i praksis. Stiv og blød servo-karakteristik er estimerede værdier, hvor den bløde servokarakteristik er fremkommet fra den stive ved at reducere proportionalkoefficienterne i de to P regulatorer med henholdsvis 50% og 70%.

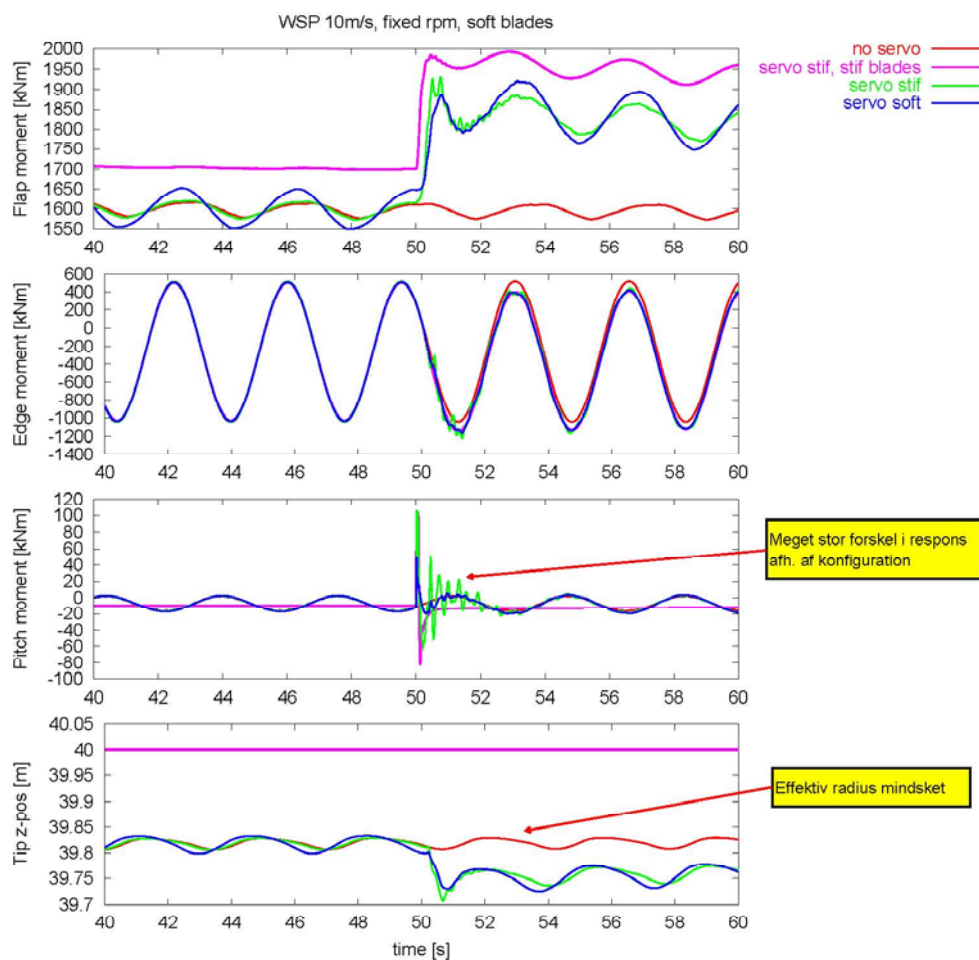
Figur 5-5 og Figur 5-6 viser responset for udvalgte sensorer for 2MW-møllen for 2° pitch steppet for de fire forskellige konfigurationer af vingestivhed og pitchservo-karakteristik. Det ses, at der uafhængigt af belastningssituationen ikke er nogen udbøjning af den stive vinge. I de to øverste grafer i Figur 5-5, ses at den flapvise og kantvise udbøjning for de fleksible vinger i vingetippen ændres markant ved pitchsteppet til tiden $t=50$ s. Forskellen på kurverne med de fleksible vinger før pitchsteppet skyldes forskellen i pitchservo-karakteristik. For konfigurationer med fleksible vinger medfører tyngdekraften på den flapvist udbøjede vinge et varierende pitchmoment, som den bløde servo-karakteristik ikke formår at holde pitchvinklen konstant for. Dette ses tydeligt i den tredje graf i Figur 5-5, hvor vingens pitch er angivet. Her ses også at den stive pitchservo holder pitchvinklen praktisk taget konstant. Af denne graf ses også at pitchresponset for den stive pitchservo er stort set uafhængigt af, om vingen er fleksibel eller stiv, og at pitchresponset er langsommere for den bløde pitchservo. Forskellen mellem fleksible og stive vinger for den stive pitchservo-karakteristik er dog stor for twisten i vingetippen, vist på den fjerde graf i Figur 5-5, hvor det ses at den stive servo-karakteristik medfører kraftige torsionssvingninger i vingen. Af samme graf ses også, at middelvridningen i tippen er tæt på nul, men at der, udover bidraget fra pitchen ved bladroden hidrørende fra pitch servoernes "blødhed", er en twist-amplitude tæt på $\frac{1}{4}^\circ$ i vingetippen fra vridningsmomentet fra tyngdekraften på de udbøjede fleksible vinger. Sammenholdes responset på den fjerde graf med de sidste to grafer, som viser rotationen af vingetippen i henholdsvis kantvis og flapvis retning, ses, at fleksible vinger giver en kobling mellem flap, kant, og twist. Figur 5-6 viser det tilhørende respons af flapvist moment, kantvist moment og pitch momentet i vingeroden, samt den radiale afstand til vingetippen fra møllens rotationsakse. Det ses, at effekten af dynamikken på det kantvise moment ikke er stort i forhold til bidraget fra den aerodynamiske trækraft og tyngdekraften for de forskellige konfigurationer. Dette gør sig ikke gældende for det flapvise moment, hvor pitchændringen giver anledning til et højere middel-flapmoment. Sammenlignes responsene for pitchmomentet for den fleksible vinge med blød og stiv servokarakteristik, ses som for twisten af vingens tip fra foregående figur, at der er meget stor forskel i responset. Som tidligere set har den hårde servokarakteristik den effekt, at den ved sit hurtige og kraftige respons inducerer en torsionssvingning af vingen, som kan ses i responset. På

Responset fra de fire forskellige konfigurationer er meget forskelligt.

den nederste graf ses, at den radielle afstand til vingetippen, og dermed den effektive radius, mindskes, som følge af de ulineære effekter når vingen udbøjes.



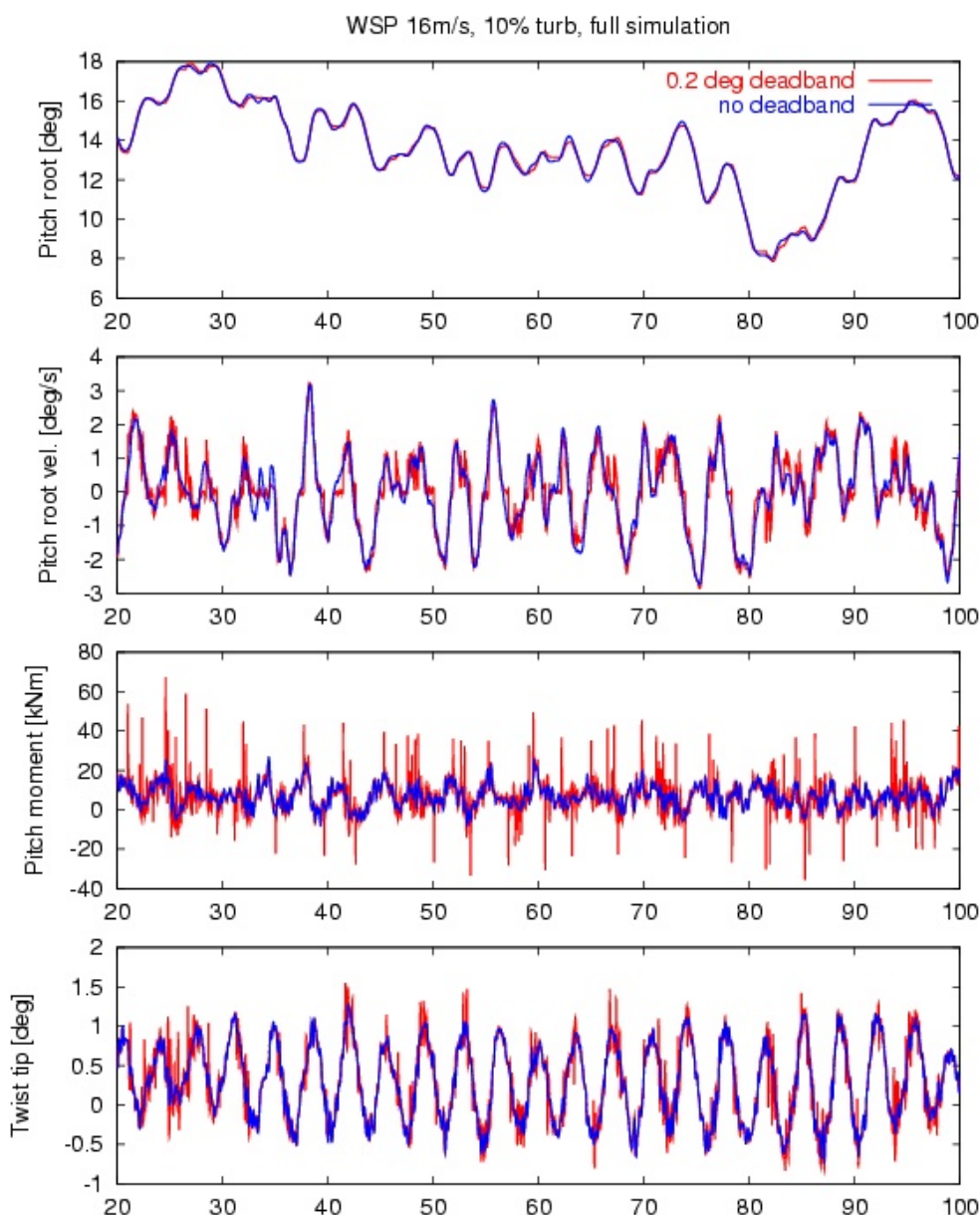
Figur 5-5: 2° pitch step respons for fire forskellige konfigurationer af vingestivhed og servokarakteristik for en 2MW mølle. $V=10\text{m/s}$, $D=80\text{m}$.



Figur 5-6: (Forts. af Figur 5-5): 2° pitchstep respons for fire forskellige konfigurationer af vingestivhed og servokarakteristik for en 2MW mølle. $V=10\text{m/s}$, $D=80\text{m}$.

5.4 Betydning af dødbånd i aktuatorer

Betydningen af et dødbånd i pitchaktuatorerne er undersøgt ved at indføre et dødbånd i pitchaktuator-modellen. Dødbåndet i aktuatormodellen er fortolket sådan, at reference-pitchhastigheden, $\dot{\theta}_{ref}$, antager værdien fra forrige tidsskridt, såfremt den absolutte værdi af fejlen, $e=\theta-\theta_{ref}$, i den første P regulering er mindre end dødbåndsværdien.

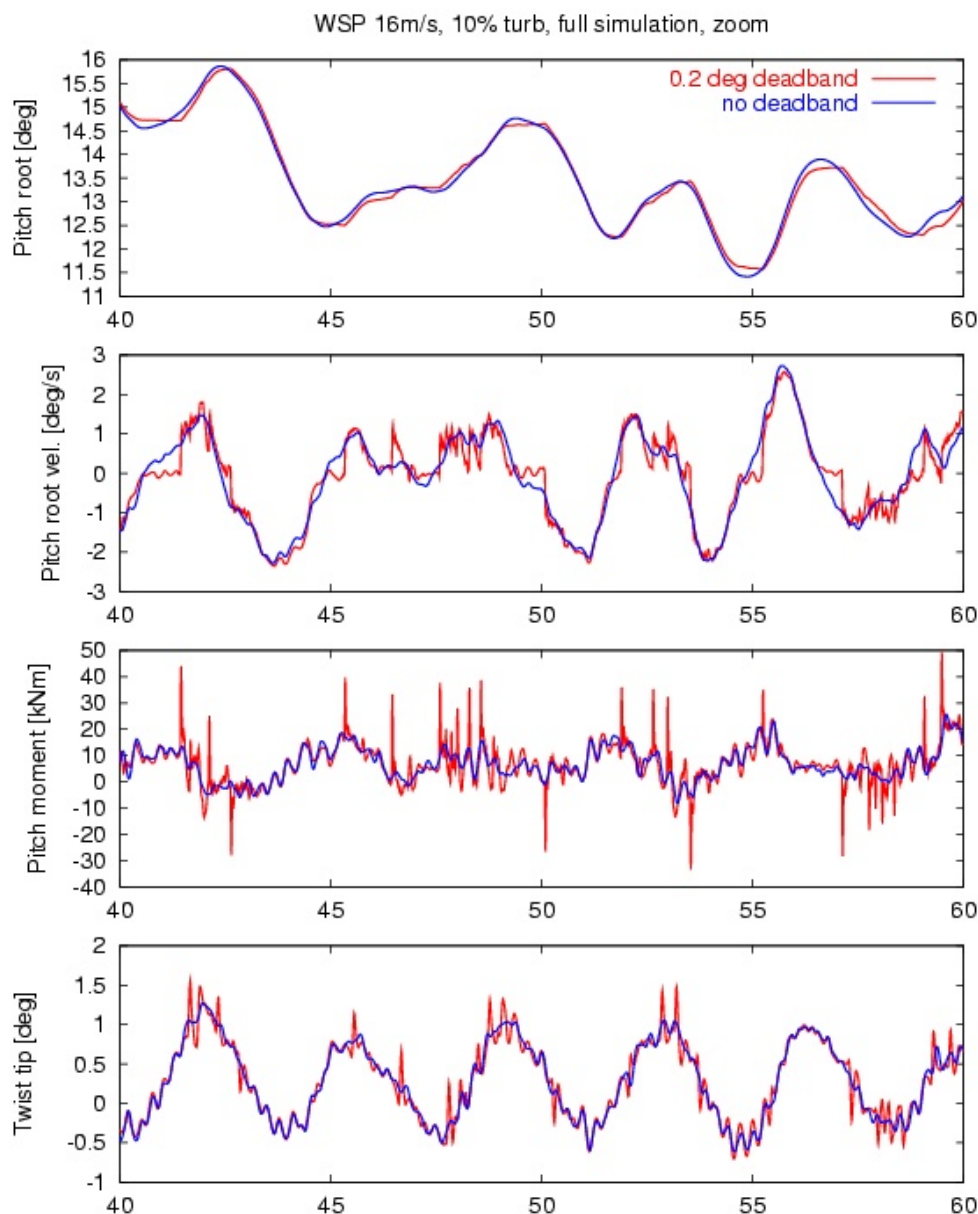


Effekten af 0.2° dødbånd er stor for pitchmomentet.

Figur 5-7: Effekten af 0.2° dødbånd i pitch servo aktuatorer. Pitchvinkel, pitchvinkelhastighed, pitchmoment og twist i vingetippen er vist som funktion af tiden.

Figur 5-7 viser effekten af et dødbånd på 0.2° i en turbulent (10%) simulering ved 16 m/s for 80 meter diameter 2MW PRVS møllen fra undersøgelsen af pitchstep responset. Beregningerne er kørt med typiske "fleksible vinger" som i forrige afsnits terminologi. Pitchservo-karakteristikken er den samme som den hårde i sidste afsnit. I beregningerne er effekten af tyngdekraften medregnet. Det ses, at effekten af 0.2° dødbåndet er ret anseligt på pitch momentet, hvorimod effekten i første omgang ikke synes særlig stor på pitch hastigheden eller twisten i tippen. Ved at se nærmere på et zoom af de samme responser, Figur 5-8, ses dog, at dødbåndet, på trods af sin tilsyneladende lille størrelse, bevirker torsionssvingninger i hele vingen, idet sammenligning af twisten i vingens tip med og uden dødbånd i visse områder viser forskelle på op til 1/2°. Dette fænomen er analogt til det der blev vist i forrige afsnit for pitchstep-responset for en fleksibel vinge med en hård servokarakteristik.

*Dødbåndet
bevirker tor-
sions-
svingninger i
vingen.*



Figur 5-8: Effekten af 0.2° dødbånd i pitch servo aktuatorer. Zoom af tidshistorier for pitchvinkel, pitchvinkelhastighed, pitchmoment og twist i vingetippen.

5.5 Konklusion

En model for pitchservo dynamikken på en moderne mølle er opstillet, implementeret i HAWC2 og testet, således at den fulde dynamik for vindmøllen, inklusive effekter relateret til dynamisk kobling mellem store udbøjninger, torsionssvingninger og pitchservo nu kan modelleres.

Pitchaktuator-modellen er formuleret så et vingedrejningsmoment foreskrives i pitchvinkelfrihedsgraden ved vingeroden. Betydningen af pitchservo-karakteristik, og dennes samspil med fleksible vinger er undersøgt ved aeroelastiske beregninger for en pitchreguleret mølle. Dette er gjort ved at simulere et 2° pitch step for en mølle med konstant omdrejningstal i jævn strømning, samt ved at undersøge effekten af et dødbånd i pitchsystemet for en mølle med regulering i et turbulent hastighedsfelt.

Konklusionerne fra de udførte undersøgelser opsummeres i det følgende:

1. Kobling mellem struktur og aerodynamik med pitchaktuatorer kan være af betydning – især for lasterne på selve aktuatorerne.
2. Store udbøjninger kobler til pitchmoment og dermed også til vridning af vinge og vingeleje.
3. En stiv servokarakteristik giver store dynamiske laster på aktuator og vingetorsion, hvor en blød karakteristik derimod giver øget kobling mellem vingedrejning og struktur – hvilket kan ændre stabilitetsforhold.
4. Der kan være betydelig forskel i pitchbevægelse fra rod til tip mht. amplitude, frekvens og fase.
5. Effekten af et lille dødbånd kan være stort på pitchmomentet (og dermed torsions-svingninger i vingen) såfremt servokarakteristikken er hård og vingen er fleksibel.

5.6 Reference

- [1] Larsen, T.J., Hensyn til store udbøjninger implementeret i HAWC. In: Aagaard Madsen, H. (ed.), Risø National Laboratory (DK). Wind Energy Department. Forskning i aeroelasticitet EFP-2001. Risø-R-1349(DA) (2002) p. 49-64
- [2] Hansen, A.M., Ulineær aeroelastisk modellering. Status og perspektiv. In: Bak, C. (ed.), Præsentationer ved temamødet i EFP 2004-projektet ”Program for Forskning i Anvendt Aeroelasticitet” torsdag d. 19. maj 2005. Risø-R-2357(DA)
- [3] Åström, K. and Hägglund, T., PID Controllers: Theory, Design and Tuning. ISBN 1-55617-516-7

6 Er de periodiske belastninger af rotorbladene vigtig for den aeroelastiske dæmpning?

Morten H. Hansen, Thomas Buhl

De periodiske belastninger af bladene på en vindmøllerotor som følge af tyngdekraften og azimutafhængige indstrømningsparametre negligeres ved beregningen af den lineære aeroelastiske dæmpning med værktøjet HAWCStab [1]. I dette kapitel beskrives en undersøgelse, som giver et muligt svar på om denne antagelse har en væsentlig betydning for stabilitetsgrænserne estimeret med HAWCStab. Baggrunden for denne undersøgelse er, at en udvidelse af HAWCStab til at inkludere de periodiske belastninger i stabilitetsanalysen nødvendiggør brugen af avancerede ulineære analysemetoder, som vil være yderst komplekse for en fuld aeroelastisk møllemodel med mange frihedsgrader.

6.1 Mulige ulineære effekter af de periodiske kræfter

Stabilitetsanalyser med HAWCStab bruges bl.a. til at beregne dæmpningen af vindmøllers aeroelastiske svingningsformer og derved forudsige eventuelle problemer med stall-inducerede svingninger, flutter eller andre aeroelastiske instabiliteter. Det antages, at møllen befinder sig i en statisk ligevægtstilstand, hvor rotorudbøjningen er symmetrisk i azimutrotationen, ved at negligere de periodiske kræfter. I virkeligheden kan møllens driftstilstand bedre tilnærmes ved 1P-periodiske bevægelser af bladene pga. tyngdekraften, vindgradienten, krøje fejl, og andre asymmetriske egenskaber.

Effekterne af de periodiske kræfter har ikke været kortlagt systematisk, men fra aeroelastiske simuleringer kendes tendenser i effekterne, som kan summeres i følgende liste:

- **Tyngdekraften** medfører en elliptisk bevægelse af bladenes profiltværsnit domineret af kantvise svingninger, som igen medfører variationer i relativhastigheder og næsten ingen variationer i indfaldsvinklerne. De små hastighedsvariationer kan have en lille effekt på fluttergrænsen, som er meget afhængig af relativhastigheder, således at flutter i grænsetilfældet kan forekomme på den del af rotoromdrejningen, hvor profilet svinger fremad. Tyngdebevægelsen antages ikke at have en effekt på grænsen for stall-inducerede svingninger, hvor variationer i indfaldsvinkler er vigtigere end hastighedsvariationer.
- **Vindgradienten** medfører en større variation i indfaldsvinkler, og har således en større effekt på stall-inducerede svingninger, hvor f.eks. den aerodynamiske dæmpning af en kantsvingning kan blive negativ på den nederste del af rotoromdrejningen, fordi bladet kommer ind i stall. Derimod medfører vindgradienten mindre variationer i relativhastigheder, således at det kan antages at den vil have en ringe effekt på fluttergrænsen.
- **Krøje fejl** medfører en større variation i relativhastigheder, som derfor i et grænsetilfælde kan medføre flutter på den del af rotoromdrejningen, hvor bladet møder den indkomne vind. Den skæve anstrømning pga. en krøje fejl medfører også en mindre variation i indfaldsvinkler, som derfor kan føre til små variationer i den aerodynamiske dæmpning af bladsvingninger.
- **Tilt** af rotorplanet og **upflow** til rotoren er analogt til krøje fejl, men effekten findes på en anden del af rotoromdrejningen og antages at være utydelige i forhold til større krøje fejl.

Periodiske kræfter medtages ikke i HAWCStab i dag

- **Tårnskygge** medfører en stor impulsagtig variation af indfaldsvinkler (og mindre variation i relativhastigheder) ved tårnpassagen, som antages at have mere karakter af en excitation, end at denne variation kan føre til opbygningen af en instabil aeroelastisk svingning.
- **Wake-effekter** fra en foranstående mølle kan føre til periodiske variationer i både relativhastigheder og indfaldsvinkler, som derfor kan betyde variationer over en rotoromdrejning i aerodynamisk dæmpning af bladsvingninger i stall eller i risikoen for flutter. Oftest vil en rotor operere inde og ude af kølvandet fra den foranstående mølle, således at en periodisk opbygning af instabile svingninger ikke antages at forekomme.

Stokastiske input og styringen behandles ikke i denne analyse

Udover effekterne af de periodiske kræfter, vil det stokastiske input fra luftens turbulens og inputtene fra møllestyringen også influere rigtigheden i de lineære forudsigelser af møllens stabilitetskarakteristik. Effekten af styringen har været behandlet i andre projekter, hvor potentialet for aktiv kontrol af den aero-servo-elastiske dæmpning har været vist, men yderligere undersøgelser af aero-servo-elastisk mølledesign er nødvendige.

6.2 Hvorfor ingen periodiske kræfter i HAWCStab?

Hvis styringen og det stokastiske indhold i de aerodynamiske kræfter negligeres, så kan en mølles bevægelsesligning skrives på den eksplicite form

$$\mathbf{M}_{ae}(t)\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}_{ae}(t)\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}_{ae}(t)\mathbf{x} = \mathbf{F}_0 + \mathbf{F}_{det}(t) + \mathbf{F}_{nonl}(t; \mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}, \ddot{\mathbf{x}}) \quad (6.1)$$

hvor vektoren \mathbf{x} indeholder alle frihedsgrader (både strukturelle og aerodynamiske) i den aeroelastiske model af møllen. Matricerne på venstresiden er de aeroelastiske tangent masse-, gyroskopisk/dæmpnings- og stivhedsmatricer, som indeholder periodiske koefficienter pga. azimutdrejningen af rotoren. Den første kraftvektor på højresiden (\mathbf{F}_0) indeholder de statiske og azimut-symmetriske aerodynamiske kræfter. Den anden kraftvektor (\mathbf{F}_{det}) indeholder de periodiske deterministiske kræfter (tyngdekraften og aerodynamiske kræfter). Den sidste kraftvektor (\mathbf{F}_{nonl}) indeholder de strukturelle og aerodynamiske kræfter, som er rent ulineære funktioner af tilstandsvariablerne, dvs. at Jacobianten af de ulineære kræfter med hensyn til flytninger, hastigheder, og accelerationer er nul:

$$\frac{\partial \mathbf{F}_{nonl}}{\partial \mathbf{x}} = \frac{\partial \mathbf{F}_{nonl}}{\partial \dot{\mathbf{x}}} = \frac{\partial \mathbf{F}_{nonl}}{\partial \ddot{\mathbf{x}}} = 0 \quad (6.2)$$

Den ulineære bevægelsesligning (6.1) kan opnås ved en Taylor-udvikling, hvor disse gradienter af de ulineære kræfter er indeholdt i de periodiske tangentmatricer \mathbf{M}_{ae} , \mathbf{C}_{ae} , og \mathbf{K}_{ae} , som derfor afhænger af møllens middel ligevægtstilstand ved den pågældende vindhastighed og driftstilstand.

Ved opstilling af et egenverdiproblem til stabilitetsanalysen i HAWCStab elimineres de periodiske koefficienter i den lineære del af bevægelsesligningen (6.1) for en tre-bladet mølle ved at udnytte *multi-bladstransformationen* (beskrevet i tidligere EFP-rapport [2]):

$$q_k = a_0 + a_1 \cos\left(\Omega t + \frac{2\pi}{3}(k-1)\right) + b_1 \sin\left(\Omega t + \frac{2\pi}{3}(k-1)\right), \quad k = 1, 2, 3 \quad (6.3)$$

Multi-blads-transformationen anvendes til at eliminere periodiske koefficienter

hvor de samme lokale frihedsgrader q_k på bladene nummer $k = 1, 2, 3$ beskrives ved tre multi-bladskoordinater a_0 , a_1 , og b_1 . Disse koordinater beskriver rotorbladenes bevægelse i det faste koordinatsystem, hvori bevægelsen af resten af møllen er beskrevet. Hvis f.eks. q_k er en flapvis udbøjning, så beskriver a_0 en samtidig flapvis udbøjning af rotorbladene, mens a_1 og b_1 beskriver henholdsvis tilt og krøje-bevægelser af rotoren.

Hvis transformationen (6.3) anvendes for alle de aeroelastiske frihedsgrader for en tre-bladet rotor, så kan den ulineære bevægelsesligning (6.1) skrives som

$$\mathbf{M}_{ac}^{MB} \ddot{\mathbf{z}} + \mathbf{C}_{ac}^{MB} \dot{\mathbf{z}} + \mathbf{K}_{ac}^{MB} \mathbf{z} = \mathbf{F}_0^{MB} + \mathbf{F}_{det}^{MB}(t) + \mathbf{F}_{nonl}^{MB}(t; \mathbf{z}, \dot{\mathbf{z}}, \ddot{\mathbf{z}}) \quad (6.4)$$

hvor $\mathbf{z} = \mathbf{B}\mathbf{x}$ indeholder de oprindelige utransformede nacelle og tårn koordinater og multi-bladskoordinater for rotoren, og notationen MB betegner multi-bladstransformede størrelser. De multi-bladstransformede tangentmatricer i denne ligning vil være tidsinvariante under forudsætning af, at *de tre blade er identiske og i samme pitchvinkel*, og hvis *strømningen til rotoren er uniform og vinkelret på rotorplanet*.

Stabilitetsanalyse uden periodiske kræfter

Ved stabilitetsanalysen i det nuværende HAWCStab antages, at de stokastiske og deterministiske kræfter \mathbf{F}_{det} kan negligeres, og at forudsætningerne for tidsinvariante tangentmatricer er opfyldt, hvorved ligevægtstilstanden af bladene for en given vindhastighed kan findes som den iterative løsning til

$$\mathbf{K}_{ac}^{MB} \Big|_{\mathbf{z}=\mathbf{z}_0} \mathbf{z}_0 = \mathbf{F}_0^{MB} \quad (6.5)$$

hvor \mathbf{z}_0 er den statiske ligevægtstilstand for møllen beskrevet ved multi-bladskoordinater. For hver vindhastighed er den iterative løsning af (6.5) koblet til beregningen af de inducerede hastigheder ved Blade Element Momentum (BEM) metoden. Idet de deterministiske kræfter negligeres, er bladenes statiske middel ligevægtstilstand \mathbf{z}_0 symmetrisk.

En Taylor-udvikling af de ulineære strukturelle og aerodynamiske kræfter ud fra $\mathbf{z} = \mathbf{z}_0$, kræver store analytiske udledninger, derfor opstilles de aeroelastiske tangentmatricer i praksis med HAWCStab ved at udnytte symmetrien af \mathbf{z}_0 . Den symmetriske udbøjning af bladene svarer til en flytning af bladknuderne i finite bjælkeelement modellen for møllen, idet denne model ikke medtager materielle ulineariteter. Den lineære bevægelsesligning for små svingninger omkring ligevægtstilstanden \mathbf{z}_0 bliver således

$$\mathbf{M}_{ac}^{MB} \Big|_{\mathbf{z}=\mathbf{z}_0} \ddot{\mathbf{z}} + \mathbf{C}_{ac}^{MB} \Big|_{\mathbf{z}=\mathbf{z}_0} \dot{\mathbf{z}} + \mathbf{K}_{ac}^{MB} \Big|_{\mathbf{z}=\mathbf{z}_0} \mathbf{z} = \mathbf{0} \quad (6.6)$$

hvor tangentmatricerne opstilles for de nye bladknudepositioner. Ligningen er tidsinvariant, hvorved et egenverdiproblem kan opstilles og løses for en given vindhastighed.

Stabilitetsanalyse med periodiske kræfter

Den første tilnærmelse til inkludering af de periodiske tyngde- og aerodynamiske kræfter er inkludering af de 1P-harmoniske bidrag, som svarer til cykliske variationer af de deterministiske kræfter \mathbf{F}_{det} og tangentmatricer. Ved multi-bladstransformation af kræfterne og tangentmatricer reduceres de 1P-harmoniske bidrag til tidsinvariante størrelser, hvor f.eks. tyngdekraften medfører en cyklisk kantvis udbøjning af bladene, der er "statisk", idet den kan beskrives ved en konstant multi-bladskoordinatvektor \mathbf{z}_0 .

En tilnærmelse til den kombinerede symmetriske og cykliske ligevægtstilstand \mathbf{z}_0 kan findes ved en iterativ løsning af en ligning svarende til ligning (6.5):

$$\mathbf{K}_{ac}^{MB} \Big|_{\mathbf{z}=\mathbf{z}_{0,sym}} \mathbf{z}_0 = \mathbf{F}_0^{MB} + \mathbf{F}_{det, cyk}^{MB} \quad (6.7)$$

hvor $\mathbf{F}_{det, cyk}^{MB}$ er de 1P-harmoniske bidrag fra de deterministiske kræfter, og $\mathbf{K}_{ac}^{MB} \Big|_{\mathbf{z}=\mathbf{z}_{0,sym}}$ er tangentstivhedsmatricen beregnet for den symmetriske del af ligevægtstilstanden, som nu har en symmetrisk og cykliske del: $\mathbf{z}_0 = \mathbf{z}_{0,sym} + \mathbf{z}_{0,cyk}$. Grunden til tangentstivhedsmatri-

Antagelse om symmetri anvendes i HAWCStab ved opstilling af matricer

1P-harmoniske bidrag er første tilnærmelse til de periodiske kræfter

Floquet-teori eller perturbationsmetoder skal anvendes ved cyklisk ligevægtstilstand

cen beregnes for den symmetriske del alene, er at den cykliske del vil føre til periodiske koefficienter i matricen, hvorved antagelsen om en statisk ligevægtstilstand (beskrevet i multi-bladskoordinater) ikke kan opfyldes. De cykliske rotorsvingninger vil være små, således at løsningen til (6.7) vil være en god tilnærmelse til den kombinerede symmetriske og cykliske ligevægtstilstand for møllen ved en given vindhastighed.

Selvom det derved er muligt at tilnærme den cykliske ligevægtstilstand, så vil denne komponent medføre periodiske koefficienter i de multi-bladstransformede tangentmatricer for den lineære bevægelsesligning (6.6). Det vil derfor være nødvendigt at anvende Floquet teori eller perturbationsmetoder (under antagelse af små cykliske svingninger) til at bestemme stabiliteten af den kombinerede symmetriske og cykliske ligevægtstilstand.

Denne komplikation er dog ikke det eneste, som vanskeliggør udviklingen af et stabilitetsværktøj, der medtager de 1P harmoniske svingninger af bladene på en vindmøllerotor som følge af tyngdekraften og azimuthafhængige indstrømningsparametre. De ikke-negligeable cykliske svingninger vil også betyde, at forudsætningen om uendeligt små svingninger for linearisering af bevægelsesligningen ikke opfyldes, og negligeringen af de ulineære kræfter vil medføre fejl i den lineære stabilitetsanalyse. Det er disse fejl den følgende ulineære stabilitetsanalyse for et simpelt elementært tilfælde skal give et bud på.

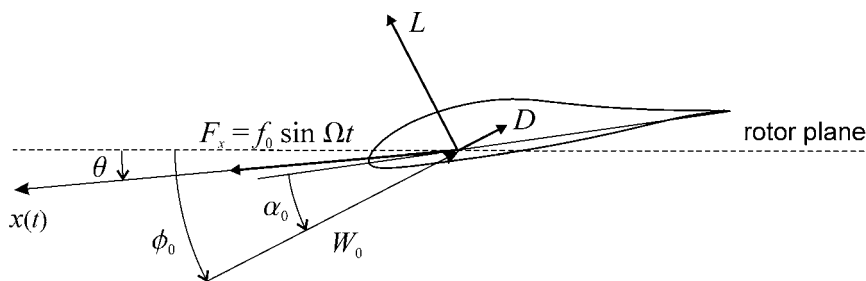
6.3 Ulineær stabilitetsanalyse af et vingeprofil

Et vingeprofil med en frihedsgrad svinger påvirket af en periodisk kraft

Det simpleste elementært tilfælde, som kan give kvalitativt bud på fejlen ved at antage små svingninger omkring en stationær ligevægtstilstand af bladene på møllen, er et vingeprofil med en frihedsgrad koblet med kvasi-stationær aerodynamik, hvor profilet svinger under påvirkning af en periodisk kraft. Figur 6-1 viser et vingeprofil, som antages kun at kunne svinge i retning $x(t)$ med svingningsretningen θ til rotorplanet. Profilet er påvirket af lift og drag kræfter, som antages at være givet ved

$$L = \frac{1}{2} \rho c W^2 (\dot{x}) C_L (\alpha(\dot{x})) \quad \text{og} \quad D = \frac{1}{2} \rho c W^2 (\dot{x}) C_D (\alpha(\dot{x})) \quad (6.8)$$

hvor ρ er luftens massefylde, c er kordelængden, W er relativhastigheden for luftstrømmingen, og α er indfaldsvinklen; både relativhastigheden og indfaldsvinklen er afhængig af profilets hastighed $\dot{x} = dx/dt$. De aerodynamiske koefficienter C_L og C_D antages at være givet som funktioner af indfaldsvinklen ved de stationære lift og drag kurver. Profilet er desuden påvirket af den periodiske kraft F_x i x -retningen, som har amplituden f_0 og frekvensen Ω svarende til omløbstallet 1P.



Figur 6-1: Elementært tilfældet med et vingeprofil med en frihedsgrad $x(t)$ koblet med kvasi-stationær aerodynamiske kræfter L og D , der svinger under påvirkning af en periodisk kraft F_x , hvor amplituden f_0 er afstemt til at give en passende svingningsamplitude.

Ved stilstand af profilet er relativhastigheden W_0 , indstrømningsvinklen ϕ_0 , og indfaldsvinklen α_0 . Når profilet svinger vil kvadratet på relativhastigheden W^2 , indstrømningsvinklen ϕ og indfaldsvinklen α være givet ved

$$\begin{aligned} W^2 &= (W_0 \sin \phi_0 + \dot{x} \sin \theta)^2 + (W_0 \cos \phi_0 + \dot{x} \cos \theta)^2 \\ \phi &= \arctan \left(\frac{W_0 \sin \phi_0 + \dot{x} \sin \theta}{W_0 \cos \phi_0 + \dot{x} \cos \theta} \right) \\ \alpha &= \phi - \phi_0 + \alpha_0 \end{aligned} \quad (6.9)$$

som er funktioner af profilets hastighed og parametrene under stilstand. Ved at projicere de aerodynamiske kræfter ind på x -retningen findes den ulineære aerodynamiske kraft:

$$F_x^{\text{aero}} = L \sin(\phi - \theta) - D \cos(\phi - \theta) \quad (6.10)$$

som med en Taylorudvikling fra $\dot{x} = 0$ kan tilnærmes ved

$$F_x^{\text{aero}} = F_0^{\text{aero}} - c\rho \left(W_0 C_1 \dot{x} + C_2 \dot{x}^2 + \frac{C_3 \dot{x}^3}{W_0} \right) \quad (6.11)$$

hvor udviklingskoefficienterne C_1 , C_2 og C_3 er dimensionsløse størrelser, som kun afhænger af forskellen mellem indstrømningsvinklen ved stilstand og svingningsretningen ($\phi_0 - \theta$) og indfaldsvinklen ved stilstand (α_0) igennem lift og drag kurverne.

Bevægelsesligningen for profilet bliver således

$$m\ddot{x} + c_s \dot{x} + kx = f_0 \sin \Omega t + F_0^{\text{aero}} - c\rho \left(W_0 C_1 \dot{x} + C_2 \dot{x}^2 + \frac{C_3 \dot{x}^3}{W_0} \right) \quad (6.12)$$

Bevægelsesligning for elementarfaldet

hvor m er profilets masse, c_s er den strukturelle dæmpning af profilet, og k er elastiske stivhed. Disse parametre skal findes som ækvivalente størrelser til en model af en hel vinge. Det kan være svært at finde entydige ækvivalente parametre, oftest er det en fordel at benytte en dimensionsløs formulering af bevægelsesligningen. Derfor introduceres følgende dimensionsløse variabler og parametre:

$$\begin{aligned} x &= \frac{x^* - F_0^{\text{aero}} / k}{c}, \quad t = t^* \Omega, \quad \omega_0 = \frac{\sqrt{k/m}}{\Omega}, \quad f_0 = \frac{f_0^*}{cm\Omega^2}, \\ \beta &= \frac{c_s + c\rho W_0 C_1}{2\sqrt{km}}, \quad c_2 = \frac{c^2 \rho}{m} C_2 \quad \text{og} \quad c_3 = \frac{c^2 \rho}{m} \frac{c\Omega}{W_0} C_3 \end{aligned} \quad (6.13)$$

hvor $*$ betegner oprindeligt dimensionsbehæftede størrelser. Bemærk, at den dimensionsløse flytning x nu beskriver flytningen af profilet i kordelængder omkring ligevægtstilstanden, der er givet ved ligevægten mellem den stationære aerodynamiske kraft og den elastiske kraft på profilet. Tiden er gjort dimensionsløs med omløbstallet, hvorved egenfrekvensen for svingningen ω_0 kan angives i P-er. Amplituden af den periodiske kraft F_x er gjort dimensionsløs med kraften der skal til for at accelerere profilet til hastigheden $c\Omega$ over en rotoromdrejning.

Parameteren β er det aeroelastiske dæmpningsforhold givet ved summen af den strukturelle og lineære aerodynamiske dæmpning. Den kvadratiske koefficient c_2 er normeret med luft/profil-masseforholdet $c^2 \rho / m$, og den kubiske koefficient c_3 er yderligere normeret

ret med et hastighedsforhold $c\Omega/W_0$, som kan tilnærmes ved forholdet mellem kordelængden og radius for bladværsnittet, hvis det lokale tiphastighedsforhold er stort.

Den dimensionsløse bevægelsesligning bliver således

$$\ddot{x} + 2\beta\omega_0\dot{x} + \omega_0^2x + c_2\dot{x}^2 + c_3\dot{x}^3 = f_0 \sin t \quad (6.14)$$

Perturbationsmetoden "Method of Multiple Scales" anvendes

som pga. de ulineære dæmpningsled skal løses med en perturbationsmetode. I den følgende ulineære stabilitetsanalyse anvendes *Method of Multiple Scales* [3] til at bestemme effekten af disse to led, når profilet svinger med en ikke-forsvindende amplitude.

De ulineære effekter er vigtige for de tilfælde, hvor den lineære aeroelastiske dæmpning er på grænsen til at blive negativ. Det antages derfor, at det lineære dæmpningsforhold er lille $\beta \ll 1$, ligesom er de ulineære dæmpningskoefficienter små $c_2, c_3 \ll 1$. Ved at indføre en bogholderparameter $\varepsilon \ll 1$ til at holde styr på små størrelser antages nu følgende perturbationsløsning til ligning (6.14)

$$x = x_0 + \varepsilon x_1 + \varepsilon^2 x_2 + O(\varepsilon^3) \quad (6.15)$$

Første ordens løsningen

hvor x_0 er løsningen af højeste størrelsesorden $O(\varepsilon^0)$. Ved antagelsen om et lille lineært og små ulineære dæmpningsled fører perturbationsløsningen af ε^0 -orden til den tilnærmede løsning til ligning (6.14):

$$x \approx x_0 = a_f \sin t + a(t) \cos(\omega_0 t + \varphi) \quad (6.16)$$

hvor

$$\begin{aligned} a_f &= \frac{f_0}{\omega_0^2 - 1} \\ \dot{a} &= -\left(\beta\omega_0 + \frac{3}{4}c_3a_f^2\right)a + \frac{3}{8}\omega_0^2c_3a^3 \\ \varphi &= \varphi_0 \end{aligned} \quad (6.17)$$

Det første led i løsningen x_0 svarer således til en tvungen udæmpet svingning, og det andet led svarer til en fri svingning ved egenfrekvensen ω_0 med fasen φ_0 , som er en konstant bestemt af begyndelsesbetingelserne. Amplituden a er givet ved en ulineær ordinær differentialligning ($\dot{a} = da/dt$), som beskriver den transiente opførsel af x_0 -løsningen.

En vigtig erkendelse fra ε^0 -orden løsningen er, at den lineære del af denne ligning viser, hvordan det kubiske dæmpningsled bidrager med størrelsen $\frac{3}{4}c_3a_f^2$ til den lineære dæmpning $\beta\omega_0$ i en transient svingning givet ved (6.17) og begyndelsesbetingelserne. Størrelsen af dette bidrag afhænger således af den tvungne svingning og den kubiske dæmpningskoefficient.

Det kvadratiske dæmpningsled i ligning (6.14) har ingen effekt på ε^0 -orden løsningen; en effekt af dette led fås først i ε^1 -orden løsningen, som fører til tilnærmelsen:

Anden ordens løsningen

$$x \approx x_0 + x_1 = a_f \sin t + a(t) \cos(\omega_0 t + \varphi(t)) + \sum_{i=1}^N Q_i(a) \cos(\omega_i t + \varphi_i) \quad (6.18)$$

hvor Q_i er funktioner af transientamplituden a , som beskriver amplituden af kombinatoriske harmoniske bidrag givet ved frekvenserne ω_i og faserne φ_i . Amplituden af den tvungne svingning a_f og af den frie transiente svingning a er stadig givet ved ligning (6.17), men fasen φ er nu en funktion af tiden og amplituden a gennem følgende udtryk:

$$\varphi = (p_0 a^4 + p_1 a^2 + p_2)t + \varphi_0 \quad (6.19)$$

hvor parametrene p_0 , p_1 og p_2 bl.a. er givet ved den kvadratiske dæmpningskoefficient c_2 . Indsættelse af dette udtryk i ligning (6.18) viser, at ε^1 -orden løsningen medfører en frekvensmodulation af den frie transiente løsning, mens dæmpningen af en forstyrrelse stadig er givet ved den lineære dæmpning plus et bidrag fra det kubiske dæmpningsled. Spørgsmålet er nu, hvor stort dette bidrag er i forhold til den lineære dæmpning, hvilket undersøges ved følgende eksempel.

6.4 Eksempel

I dette eksempel anvendes et profil som tænkes at have lift og drag kurver givet ved følgende funktioner af separationpunktets placering ved bagkantsseparation

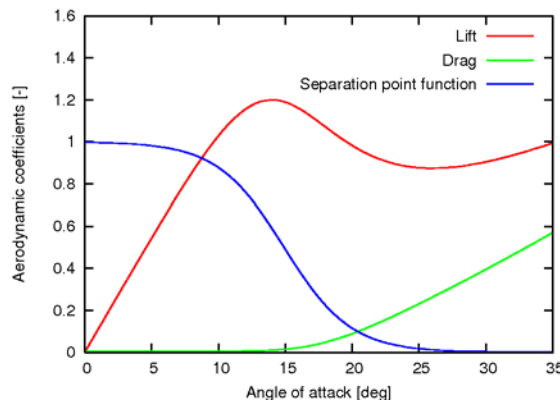
$$C_L = 2\pi\alpha \left(\frac{1+\sqrt{f}}{2} \right)^2 \quad \text{og} \quad C_D = 2\pi\alpha^2 \left(\frac{1-\sqrt{f}}{2} \right)^2 + C_{D0} \quad (6.20)$$

hvilket svarer til de aerodynamiske koefficienter for en flad plade i en Kirchhoff strømning [4], hvor en friktionsmodstand $C_{D0} = 0.005$ bliver adderet til dragkoefficienten. Separationpunktsfunktionen antages at have følgende form

$$f = \frac{1}{2} - \frac{1}{2} \tanh(b(\alpha - \alpha_1)) \quad (6.21)$$

hvor parametrene b og α_1 bestemmes således at $C_{L,\max} = 1.2$ ligger i $\alpha = 14$ grader. De aerodynamiske koefficienter og separationspunktsfunktionen for dette teoretiske vingeprofil er vist i Figur 6-2.

Stabilitetsforholdene for profilet ved indstrømningsvinklen på $\phi_0 = 15$ grader undersøges for kantvise svingninger i retningen $\theta = 5$ grader med egenfrekvensen $\omega_0 = 5.2$, og for flapvise svingninger i retningen $\theta = -85$ grader med egenfrekvensen $\omega_0 = 2.8$. De øvrige parametre i modellen for profilet vælges som følger:



Figur 6-2: Lift og drag koefficienter for et teoretisk vingeprofil givet ved ligning (6.20), hvor separationspunktsfunktionen f er givet ved ligning (6.21).

$$\beta_s = 0.01, \quad \frac{\pi c^2 \rho}{4 m} = 0.05, \quad \frac{c \Omega}{W_0} = 0.01 \quad \text{og} \quad \frac{f_0}{\omega_0^2} = 0.5 \quad (6.22)$$

hvor β_s er dæmpningsforholdet for den strukturelle dæmpning. Masseforholdet svarer her til forholdet mellem massen af luften i en cirkel omkring profilet og profilets masse. Forholdet mellem excitationsamplituden og den elastiske stivhed på 0.5 medfører, at den ikke-resonante ($\omega_0 \neq 1$) tvungne svingning har amplituden 0.5 c .

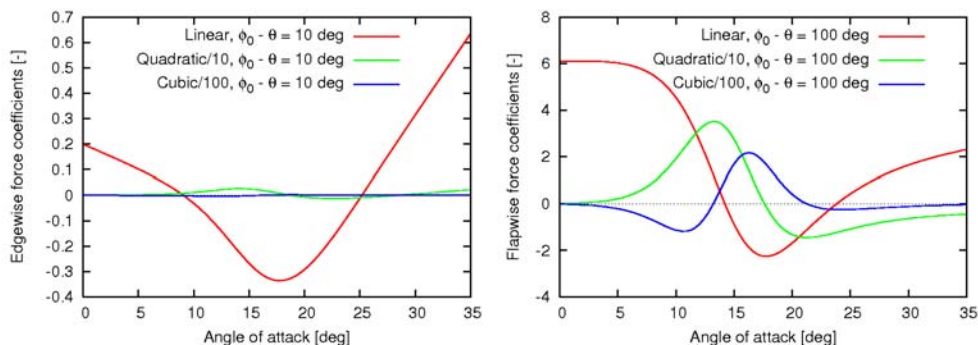
Figur 6-3 viser de dimensionsløse udviklingskoefficienter for 3. ordens tilnærmelsen til den ulineære aerodynamiske kraft givet ved ligning (6.11), som funktion af indfaldsvinklen for svingninger i hhv. den kantvise og flapvise retning. Det er tydeligt, at de kvadratiske og kubiske koefficienter er større for den flapvise end for den kantvise svingning, set i forhold til den lineære aerodynamiske dæmpningskoefficient.

Ulineære koefficienter størst for flapvise svingninger

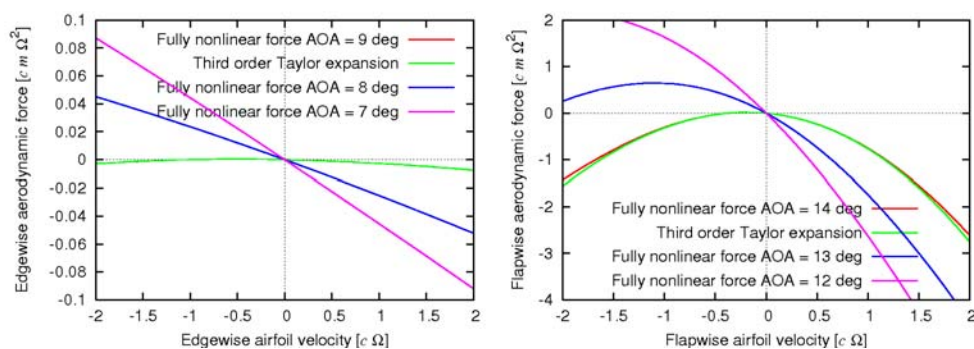
Som driftspunkter vælges indfaldsvinklerne 9 og 14 grader for hhv. kantvise og flapvise svingninger, idet disse indfaldsvinkler svarer til stabilitetsgrænserne i de to svingningsretninger. Det bemærkes, at den kubiske koefficient er tæt på nul og den kvadratiske koefficient er ved sit maksimum ved den lineære stabilitetsgrænse for flapvise svingninger.

Figur 6-4 viser den ulineære aerodynamiske kraft som funktion af profilets hastighed givet ved ligning (6.10) sammenlignet med tilnærmelsen (6.11) for kantvise svingninger ved indfaldsvinklerne 7, 8 og 9 grader, og for flapvise svingninger ved indfaldsvinklerne 12, 13 og 14 grader. Det ses, at for begge svingningsretninger domineres den aerodynamiske kraft på stabilitetsgrænsen af det kvadratiske led, idet kurverne har parabolisk form omkring det stillestående profil $\dot{x} = 0$. Dette stemmer overens med den større kvadratiske end kubiske koefficient på stabilitetsgrænsen.

Det kvadratiske led dominerer ved stabilitetsgrænsen hvor det lineære led er nul



Figur 6-3: De dimensionsløse udviklingskoefficienter for 3. ordens tilnærmelsen til den ulineære aerodynamiske kraft givet ved ligning (6.11), som funktion af indfaldsvinklen for kantvise (venstre) og flapvise (højre) svingninger, idet $\phi_0 = 15$ grader.



Figur 6-4: Den ulineære aerodynamiske kraft givet ved ligning (6.10) sammenlignet med tilnærmelsen (6.11) for kantvise svingninger ved indfaldsvinklen 9 grader (venstre) og flapvise svingninger ved indfaldsvinklen 14 grader (højre). Kurver for lavere indfaldsvinkler viser, hvordan hældningen bliver mere negativ og dermed øger dæmpningen.

Figur 6-5 viser sammenligninger af numeriske og analytiske løsninger til frie kantvise og flapvise svingninger af profilet ($f_0 = 0$), hvor begyndelsesbetingelserne er $x(0) = 0.2$ og $\dot{x}(0) = 0$. I begge plots findes fire kurver: En numerisk løsning af den ulineære bevægelsesligning (6.14), en numerisk løsning af samme ligning med $c_2 = c_3 = 0$, den analytiske ε^0 -orden løsning (6.16) og den analytiske ε^1 -orden løsning (6.18). Alle fire kurver ligger oven i hinanden for den frie kantvise svingninger, hvilket viser, at der ingen ulineære effekter er, idet de kvadratiske og kubiske koefficienter er nul.

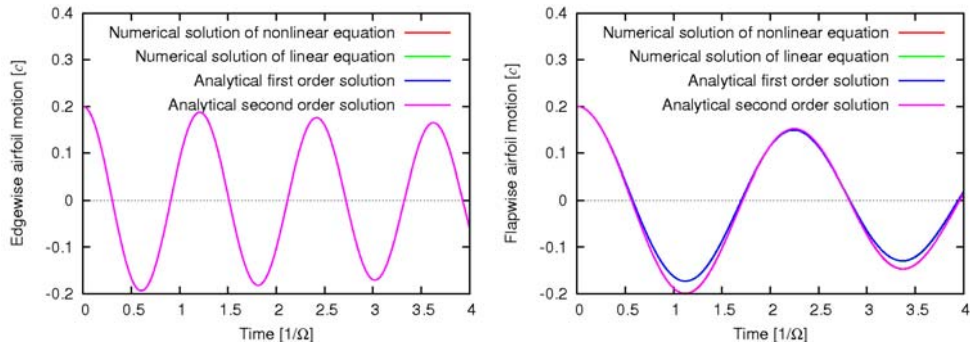
Ingen synlige ulineære effekter for kantvise svingninger

For den frie flapvise svingning ligger den analytiske ε^0 -orden løsning oven i den numeriske løsning af den lineariserede bevægelsesligning, hvilket viser at den kubiske ulinearitet er en forsvindende indflydelse. Den analytiske ε^1 -orden løsning ligger oven i den numeriske løsning af den ulineære bevægelsesligning, hvilket viser, at frekvensmodulationen givet ved (6.19) kan beskrive den varierende svingningsamplitude af den ulineære løsning i forhold til den lineære løsning. Det ses, at den flapvise svingning er større, når profilet svinger mod negative værdier, hvilket svarer til svingning mod vindretningen (se definitionen på θ i Figur 6-1). Denne asymmetri omkring den lineære løsning kan forklares ved den kvadratiske ulinearitet af den aerodynamiske kraft ved stabilitetsgrænsen.

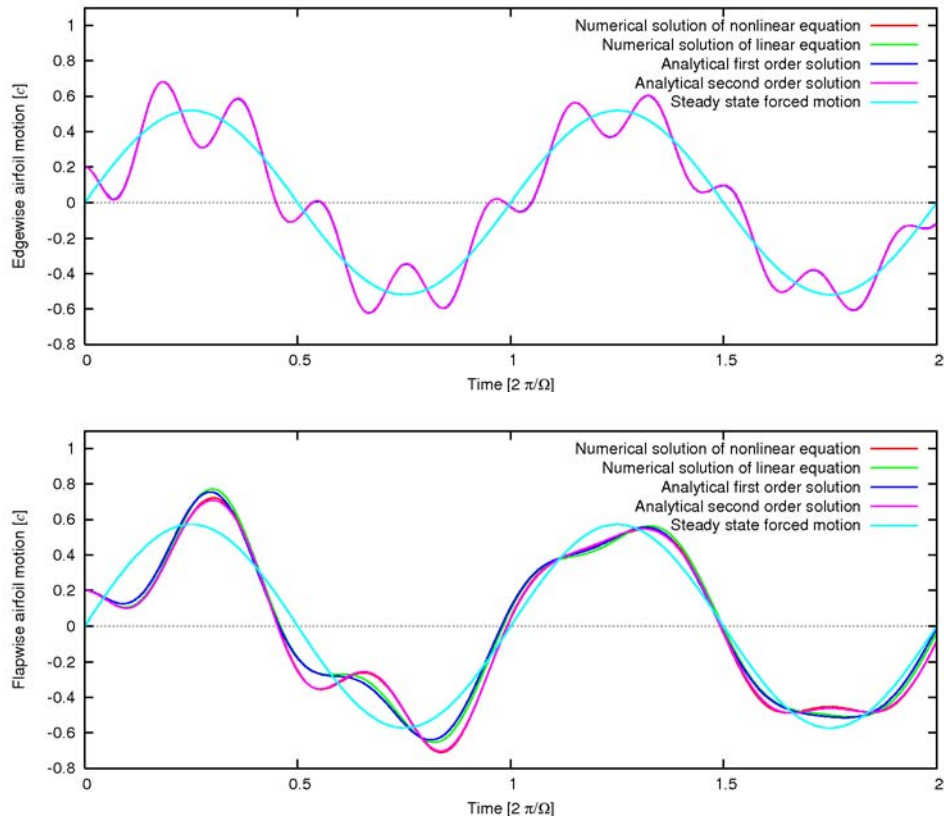
Amplituden af flapvise svingninger moduleres over rotoromdrejningen

Figur 6-6 viser sammenligninger af numeriske og analytiske løsninger til tvungne kantvise og flapvise svingninger af profilet ($f_0 = 0.5$) med overlejret frie svingninger, hvor begyndelsesbetingelserne er $x(0) = 0.2$ og $\dot{x}(0) = 0$. Udover de samme fire løsningstyper som i Figur 6-5, viser den lyseblå kurve i Figur 6-6 den stationære løsning til de tvungne svingninger efter de frie svingninger dør ud.

Analogt til den frie kantvise svingning ses ingen forskel mellem den lineære løsning og de ulineære løsninger i den kombinerede tvungne og frie kantvise svingning i Figur 6-6. For den kombinerede tvungne og frie flapvise svingning skal to ting bemærkes: Der er en lille forskel mellem den numeriske lineære løsning (blå kurve) og den analytiske ε^0 -orden løsning (grøn kurve), hvilket er et eksempel på effekten af det kubiske dæmpningsled på den midlede lineære dæmpning, som beskrevet ved ligning (6.17). Den anden observation er, at den numeriske ulineære løsning og den sammenfaldne analytiske ε^1 -orden løsning viser, at profilet svinger med større amplitude efter den tvungne svingning har ført det frem imod vinden (negative x værdier). Altså svinger profilet mere på den ene del af rotoromdrejningen end på den anden, men i middel dør svingningen ud givet ved den lineære dæmpning plus et lille bidrag fra det kubiske dæmpningsled.



Figur 6-5: Sammenligning af numeriske og analytiske løsninger til frie kantvise (venstre) og flapvise (højre) svingninger af profilet. I plottet til højre ligger den grønne kurve med den lineære numeriske løsning under den blå med ε^0 -orden løsningen.



Figur 6-6: Sammenligning af numeriske og analytiske løsninger til tvungne med overlejret frie kantvise (top) og flapvise (bund) svingninger af profilet. Den lyseblå kurve viser den stationære løsning til de tvungne svingninger.

6.5 Konklusion

Arbejdet med videreudvikling af stabilitetsværktøjet HAWCStab til at inkludere effekten af de periodiske belastninger i stabilitetsanalyse har ført til den erkendelse, at en sådan analyse kræver brug af Floquet teori, hvis ulineære kræfter negligeres, og perturbationsmetoder, hvis svingningsamplituden er så stor, at de ulineære kræfter ikke kan negligeres. Ulineære stabilitetsanalyser med den fulde aeroelastiske model opstillet i det nuvæ-

rende HAWCStab til beregning af de midlede aeroelastiske egenfrekvenser, dæmpning og svingningsformer er ikke realistiske. Et eksempel på en sådan analyse er præsenteret, og den giver et svar på, om de ulineære kræfter ændrer den aeroelastiske dæmpning af et vingeprofil med en frihedsgrad væsentligt fra, hvad en lineær stabilitetsanalyse (som HAWCStab) vil forudsige. Konklusionerne fra denne undersøgelse er følgende:

- For et profil med nær nul aerodynamisk dæmpning i en svingningsretning, afhænger den aerodynamiske kraft i denne retning mest af kvadratet på profilets hastighed.
- Den lineære dæmpning ændres kun lidt af profilets tvungne svingning pga. en lille kubisk hastighedsafhængighed af den aerodynamiske kraft.
- Den kvadratiske hastighedsafhængighed af den aerodynamiske kraft medfører frekvensmodulering af den frie svingning, men ingen ændring af middel dæmpningen.

HAWCStab antages derfor i den nuværende lineære form at kunne forudsige den midlede aeroelastiske dæmpning for møllers svingningsformer under drift, men flere elementarfælde bør undersøges for f.eks. at vurdere ændringen af risikoen for flutter svingninger pga. store krøje fejl.

6.6 Referencer

- [1] M. H. Hansen, "Aeroelastic stability analysis of wind turbines using an eigenvalue approach", *Wind Energy*, 7:133--143, 2004.
- [2] Aagaard Madsen, H., 2001, *Forskning i aeroelasticitet EFP-2000*, Risø-R-1272(DA).
- [3] Thomsen, J. J., 2003, *Vibrations and Stability*, 2nd edition, Springer Verlag, Berlin.
- [4] Thwaites, B., 1961, *Incompressible Aerodynamics*, Cambridge University Press.

7 Konklusion

I Energi Forsknings Projektet ”Program for Forskning i Anvendt Aeroelasticitet” (EFP2004) har Risø og DTU anvendt og videreudviklet værktøjerne i det aeroelastiske designkompleks samt foretaget mere grundlagsskabende forskning. Hovedresultaterne fra projektet er:

- På baggrund af en analyse af NREL/NASA Ames eksperimentet med en mølle med en rotor-diameter på 10m i en vindtunnel er der formuleret en ny model til 3D-korrektion af profildata til brug i aeroelastiske koder. En anvendelse af modellen på tre rotorer, hvor der også er målinger, indikerer, at lastfordelingen bestemmes mere korrekt i forhold til eksisterende 3D-korrektionsmodeller. Desuden viser en anvendelse af modellen ved beregning på en pitchreguleret mølle med variabel hastighed, at den maksimale effekt og thrust stiger med 2.5% ved normal drift i forhold til en direkte brug af 2D-profildata.
- En nærkølvandsmodel, oprindeligt udviklet for beregning af aerodynamiske laster på helikopterrotorer, er implementeret for beregning af dynamisk induktion på vindmøllerrotorer. Sammenlignet med BEM modellen, der normalt benyttes i aeroelastiske modeller, har den en række fordele, og det forventes, at eksempelvis den aerodynamiske dæmpning vil kunne beregnes mere nøjagtigt med den nye model sammenlignet med BEM modellen.
- En detaljeret sammenligning af de aeroelastiske modeller FLEX5 og HAWC har vist, at der ikke er modelmæssige forskelle som kan give anledning til stor forskel i de beregnede laster. Sammenligningen har vist, at det snarere er i anvendelsen af modellerne, der kan opstå forskelle som i visse tilfælde kan føre til store forskelle i beregnede laster. Af konkrete resultater kan nævnes, at det er vigtigt at placeringen af aerodynamiske beregningspunkter modsvarer gradienter i lastfordelingen. Hvis der foretages beregninger, hvor modellerne skal sammenlignes, er det vigtigt, at de aerodynamiske punkter placeres ens og at præcis samme styring anvendes.
- En model for pitchservo dynamikken på en moderne mølle er opstillet og implementeret i HAWC2, så den fulde dynamik for vindmøllens vingedrejning nu kan modelleres. Pitchakuator-modellen er formuleret, så et vingedrejningsmoment foreskrives i pitchvinkelfrihedsgraden ved vingeroden. Konklusionen ved undersøgelse af betydningen af pitchservo-karakteristikken var bl.a., at kobling mellem struktur/aerodynamik med pitch aktuator kan være af betydning, især for lasterne på selve aktuatoren, at store udbøjninger kobler til pitchmoment og dermed også til vridning af vinge og vingeleje samt, at der kan være betydelig forskel i vingens elastiske vridning fra rod til tip mht. amplitude, frekvens og fase.
- En ulineær stabilitetsanalyse er udført, hvor periodiske belastninger inkluderes. Denne analyse er efterfølgende sammenlignet med en lineær stabilitetsanalyse, som anvendes i HAWCStab. For et profil med nær nul aerodynamisk dæmpning i en svingningsretning, afhænger den aerodynamiske kraft i denne retning mest af kvadratet på profilets hastighed. Den lineære dæmpning ændres kun lidt af profilets tvungne svingning pga. en lille kubisk hastighedsafhængighed af den aerodynamiske kraft. Den kvadratiske hastighedsafhængighed af den aerodynamiske kraft medfører frekvensmodulering af den frie svingning, men ingen ændring af middel dæmpning.

gen. Det nuværende HAWCStab antages derfor at kunne forudsige den midlede aeroelastiske dæmpning for møllers svingningsformer under drift.

Desuden har der været aktivitet inden for det aeroelastiske designkompleks på både kort og lang sigt, hvor komplekset består af 3D Navier-Stokes modeller, aeroakustik, profil- og vingedesign, aeroelastiske koder og lastgrundlag, aeroelastisk stabilitet og kontrol, styring samt nye koncepter. Bl.a. er 1) muligheden for at øge effektkoefficienten for en rotor undersøgt, 2) stabiliteten af en mølles kølvand analyseret samt 3) en metode til bestemmelse af indfaldsvinklen på en vindmøllevinge udviklet.

Publikationslisten i Kapitel 8 viser stor aktivitet indenfor formidling, hvor der i det forløbne år er produceret 11 tidsskriftsartikler, 16 conferencebidrag, seks rapporter, ét resultatblad samt tre foredrag. Herudover skal det nævnes, at forskningsmiljøet under det aeroelastiske forskningsprogram udgør en ideel ramme for undervisning, hvor der også har været stor aktivitet. For øjeblikket er der 3 Ph.D. studerende tilknyttet Risø og 2 på DTU samt en række eksamensprojektstuderende. Desuden underviser forskere fra både Risø og DTU på DTU's internationale vindenergiuddannelse samt forskerskolen Danish Academy in Wind Energy (*DAWE*). Endelig har både Risø og DTU bidraget med en række basis- og specialistkurser til vindmølleindustriens ingeniører på Viden- og Kompetencecenter for Vindenergisektoren (HIH-Vind) i Herning.

8 Samlet oversigt over publiceret materiale fra projektet

8.1 Tidsskriftsartikler

- Fuglsang, P., Bak, C., "*Development of the Risø Wind Turbine Airfoils*", J. Wind Energy, 2004, 7, 145-162
- Fuglsang, P.; Bak, C.; Gaunaa, M.; Antoniou, I., *Design and verification of the Risø-B1 airfoil family for wind turbines*. J. Solar Energy Eng. (2004) **126** , 1002-1010
- Johansen, J.; Sørensen, N.N., *Airfoil characteristics from 3D CFD rotor computations*. Wind Energy (2004) **7** , 283-294
- Hansen, M.H., "*Aeroelastic Stability Analysis of Wind Turbines Using an Eigenvalue Approach*", Wind Energy, Vol.~7, 2004, pp.~133--143.
- Hansen, M.O.L.; Johansen, J., *Tip studies using CFD and comparison with tip loss models*. Wind Energy (2004) **7** , 343-356
- Larsen, T.J.; Aagaard Madsen, H.; Thomsen, K., *Active load reduction using individual pitch, based on local blade flow measurements*. Wind Energy (2005) **8** , 67-80
- Aagaard Madsen, H.; Rasmussen, F., *A near wake model for trailing vorticity compared with the blade element momentum theory*. Wind Energy (2004) **7** , 325-341
- Sørensen, N.N.; Michelsen, J.A., *Drag prediction for blades at high angle of attack using CFD*. J. Solar Energy Eng. (2004) **126** , 1011-1016
- Thomsen, K.; Aagaard Madsen, H., *A new simulation method for turbines in wake - Applied to extreme response during operation*. Wind Energy (2005) **8** , 35-47
- W.Z. Shen, J.A. Michelsen and Sørensen, J.N. (2004), "*A collocated Grid Finite Volume Method for Aero-acoustic Computations of Low-speed Flows*". Journal of Computational Physics, vol. 196, pp. 348-366.
- W.Z. Shen, R. Mikkelsen, J.N. Sørensen and C. Bak (2004), "*Tip Loss Corrections for Wind Turbine Computations*", Journal of Wind Energy, Published Online: 31 Mar. 2005 on www.Wiley.com.

8.2 Konferenceindlæg

- Bak, C.; Fuglsang, P.; Gaunaa, M.; Antoniou, I., *Design and verification of the Risø-P airfoil family for wind turbines*. In: Proceedings. Special topic conference: The science of making torque from wind, Delft (NL), 19-21 Apr 2004. (Delft University of Technology, Delft, 2004) p. 16-24
- Bak C., Johansen, J.; "*3D Correction of airfoil data based on pressure*", IEA Joint Action Committee on Aerodynamics, Annex XI and XX Aero Experts Meeting. Pamplona, Spain, 25-26 May, 2005.
- Bertagnolio, F.; Sørensen, N.N.; Rasmussen, F., *New insight in the flow around a wind turbine airfoil section*. In: Proceedings. Special topic conference: The science

- of making torque from wind, Delft (NL), 19-21 Apr 2004. (Delft University of Technology, Delft, 2004) p. 59-70
- Gaunaa, M.; Fuglsang, P.; Bak, C.; Antoniou, I., *Open-jet wind tunnel validation using a NACA 0012 airfoil*. In: Proceedings. Special topic conference: The science of making torque from wind, Delft (NL), 19-21 Apr 2004. (Delft University of Technology, Delft, 2004) p. 37-48
 - Gaunaa, M., *Unsteady aerodynamic in 2D and 3D using indicial function concepts*. IEA Joint Action. Aerodynamics of wind turbines, Montreal (CA), 18 Jun 2004. Unpublished.
 - Hansen, M.H., *Aeroelastic eigenvalue analysis of three-bladed wind turbines*. In: Papers (CD-ROM). 29. European rotorcraft forum, Friedrichshafen (DE), 16-18 Sep 2003. (Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, Bonn, 2004) 11 p.
 - Hansen, M.O.L.; Johansen, J., *Tip studies using CFD and comparison with tip loss models*. In: Proceedings. Special topic conference: The science of making torque from wind, Delft (NL), 19-21 Apr 2004. (Delft University of Technology, Delft, 2004) p. 130-137
 - Johansen, J.; Sørensen, N.N., *Airfoil characteristics from 3-D CFD rotor computations*. In: Proceedings. Special topic conference: The science of making torque from wind, Delft (NL), 19-21 Apr 2004. (Delft University of Technology, Delft, 2004) p. 9-15
 - Larsen, G.C.; Hansen, K.S., *Statistical model of extreme shear*. In: Proceedings. Special topic conference: The science of making torque from wind, Delft (NL), 19-21 Apr 2004. (Delft University of Technology, Delft, 2004) p. 433-444
 - Larsen, G.C.; Aagaard Madsen, H.; Thomsen, K., *Windturbine wake flow characteristics - experiment and modelling*. EGU General Assembly 2004, Nice (FR), 25-30 Apr 2004. *Geophys. Res. Abstr. (CD-ROM)* (2004) **6**
 - Larsen, T.J.; Aagaard Madsen, H.; Thomsen, K., *Active load reduction using individual pitch, based on local blade flow measurements*. In: Proceedings. Special topic conference: The science of making torque from wind, Delft (NL), 19-21 Apr 2004. (Delft University of Technology, Delft, 2004) p. 476-485
 - Larsen, T.J.; Hansen, A.M.; Buhl, T., *Aeroelastic effects of large blade deflections for wind turbines*. In: Proceedings. Special topic conference: The science of making torque from wind, Delft (NL), 19-21 Apr 2004. (Delft University of Technology, Delft, 2004) p. 238-246
 - Madsen, H.A.; Rasmussen, F., *A near wake model compared with the blade element momentum theory*. In: Proceedings. Special topic conference: The science of making torque from wind, Delft (NL), 19-21 Apr 2004. (Delft University of Technology, Delft, 2004) p. 108-117
 - Madsen, H.A., "Aerodynamic modelling in the aeroelastic codes HAWC and HAWC2", IEA Joint Action Committee on Aerodynamics, Annex XI and XX Aero Experts Meeting, Pamplona, Spain, 25-26 May, 2005.
 - Thomsen, K.; Aagaard Madsen, H., *A new simulation method for turbines in wake - applied to extreme response during operation*. In: Proceedings. Special topic confer-

ence: The science of making torque from wind, Delft (NL), 19-21 Apr 2004. (Delft University of Technology, Delft, 2004) p. 425-432

- Zahle, F.; Sørensen, N.N.; Graham, J.M.R., *Computational study of the Risø B1-24 wind turbine profile fitted with Gurney flaps*. In: Proceedings. Special topic conference: The science of making torque from wind, Delft (NL), 19-21 Apr 2004. (Delft University of Technology, Delft, 2004) p. 25-36

8.3 Rapportør

- Bak, C.; Gaunaa, M.; Fuglsang, P.; Antoniou, I., *Wind tunnel tests of Risø-P-15 and Risø-P-21*. Risø-R-1461(EN) (2004) 69 p
- Bak, C. (Red.), *Præsentationer ved temamødet i EFP 2004-projektet "Program for Forskning i Anvendt Aeroelastisitet" mandag d. 13. september 2004*, Risø-I-2248(DA), Forskningscenter Risø, Roskilde, Danmark, 2004
- Bak, C. (Red.), *Præsentationer ved temamødet i EFP 2004-projektet "Program for Forskning i Anvendt Aeroelastisitet" mandag d. 19. maj 2005*, Risø-I-2357(DA), Forskningscenter Risø, Roskilde, Danmark, 2005
- Bertagnolio, F., *Numerical study of the static and pitching RISØ-B1-18 airfoil*. Risø-R-1448(EN) (2004) 44 p.
- Gaunaa, M.; Fuglsang, P.; Bak, C.; Antoniou, I., *Open-jeg wind tunnel validation and measurements on a NACA 0012 airfoil*. Risø-R-1460(EN) (2004) 44 p.
- Hansen, M.H.; Gaunaa, M.; Aagaard Madsen, H., *A Beddoes-Leishman type dynamic stall model in state-space and indicial formulations*. Risø-R-1354(EN) (2004) 40 p.

8.4 Resultatblade

- Rasmussen, F.; Thomsen, K.; Larsen, T.J., *The gearbox problem revisited*. Resultatblad AED-RB-17(EN) (2004) 8 p.

8.5 Foredrag

- Rasmussen, F., *Landvindinger i udviklingsværktøjerne*. Vinddag 2004, Dansk Forskningskonsortium for Vindenergi, Risø (DK), 18 May 2004. Unpublished.
- Sørensen, N.N., *CFD computations of wind turbine aerodynamics*. Damping mechanisms in dynamics of structures and materials. Project meeting no. 9, Fredericia (DK), 11-12 Feb 2005. Unpublished.
- Thomsen, K., *Ny viden om wakemodellering for havmølleparker*. Vindenergikonference 2004, Ebeltoft (DK), 22 Oct 2004. Unpublished.

Mission

At fremme en værdiskabende og miljømæssigt forsvarlig teknologisk udvikling inden for energi, industriel teknologi og bioproduktion gennem forskning, undervisning, innovation og rådgivning.

Vision

Risøs forskning **flytter grænser** for forståelsen af naturens processer og sammenhænge helt ned til den molekulære nanoskala.

Resultaterne **sætter trend** for udviklingen af bæredygtige teknologier inden for energi, industri og bioteknologi.

Indsatsen **gavner** det danske samfund og fører frem til nye industrier i milliardklassen.